

**CARACTERIZACIÓN DE MATERIALES PARA LA CONSTRUCCIÓN
DE UNA AERONAVE DE ENTRENAMIENTO PRIMARIO TIPO LSA**

FREDY MURILLO AGUIRRE

**UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERIA
DEPARTAMENTO DE ENERGETICA Y MECANICA
PROGRAMA DE INGENIERIA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI
2014**

**CARACTERIZACIÓN DE MATERIALES PARA LA CONSTRUCCIÓN
DE UNA AERONAVE DE ENTRENAMIENTO PRIMARIO TIPO LSA**

FREDY MURILLO AGUIRRE

Proyecto de grado para optar por título de Ingeniero Mecánico

**Directora
NELLY CECILIA ALBA DE SÁNCHEZ
Doctora en Ciencias Físicas**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE ENERGÉTICA Y MECÁNICA
PROGRAMA DE INGENIERÍA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALÍ
2014**

Nota de aceptación:

Aprobado por el Comité de Grado en cumplimiento de los requisitos exigidos por la Universidad Autónoma de Occidente para optar al título de Ingeniero Mecánico

ING. EMERSON ESCOBAR NUÑEZ
Jurado

ING. LEONID M IPAZ
Jurado

Santiago de Cali, 24 de Enero del 2014

Dedico muy cariñosamente la culminación de un logro mas en mi vida, principalmente a mi madre Justina por su apoyo incondicional, para alcanzar cada día de mi vida mis metas laborales y profesionales, a mi padre Angel por ser una gran inspiración que me llevó a seguir por esta carrera y finalmente a mis hermanas Rosario, Jackeline por su cariño constante durante todo este proceso. También quiero incluir en esta dedicatoria a las diferentes amistades y familiares que siempre estuvieron pendientes alentándome y preocupándose de que lograra terminar mi carrera a pesar de las dificultades que se me presentaban.

Muchas gracias.

AGRADECIMIENTOS

Muy especial a mis tutores, la Profesora Ingeniera Nelly Cecilia Alba de Sánchez, y el Profesor Ingeniero Faber Correa Ballesteros, quienes supieron guiarme a lo largo de la elaboración de este trabajo de grado, también a mis compañeros del grupo GCIM por su inmensa y desinteresada colaboración en los diferentes procesos que se requirieron en un trabajo como este.

A mis asesores y colaboradores de la Universidad del Cauca, por quienes y con su apoyo nació este trabajo de grado

A mis profesores que a lo largo de mi carrera me entregaron sus conocimientos. A la UAO por permitirme alcanzar mi realización profesional de la cual estaré siempre muy orgulloso.

A mi familia, compañeros y amigos por acompañarme y apoyarme para lograr la culminación de esta carrera.

Muchas gracias

CONTENIDO

	Pag
RESUMEN	11
INTRODUCCIÓN	12
1. ANTECEDENTES	17
2. PROBLEMA DE INVESTIGACION	18
2.1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	18
2.2. FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	18
3. JUSTIFICACIÓN	19
4. OBJETIVOS	20
4.1 OBJETIVO GENERAL	20
4.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS	20
5. MARCO REFERENCIAL	21
5.1 MARCO TEÓRICO	21
5.1.1 Propiedades de los materiales	21
5.1.2 Materiales de construcción aeronáutica	22
5.1.2.1 Generalidades del aluminio 6061 t6	23
5.1.2.2 Generalidades del acero aisi 4130.	25
5.1.3 DISEÑO DE LA AERONAVE J-1	26
5.1.3.1 Descripción general de la aeronave.	26
5.1.4 Regulaciones faa/far	27
5.1.4.1 Parte 23 - Sección 603 - materiales y fabricación	28
5.1.5 Selección de materiales	29
6. DETALLES EXPERIMENTALES	31
6.1 ENSAYO DE TENSIÓN	32
6.2 ENSAYO DE DUREZA	34
6.3 ANALISIS METALOGRAFICO	35
6.4 PRUEBA DE DESGASTE - PIN ON DISK	36
7. ANALISIS Y RESULTADOS	40
7.1 ENSAYO DE DUREZA	40
7.2 ENSAYO DE TENSIÓN	41
7.2.1 Esfuerzo último obtenido en el ensayo.	43
7.2.2 Esfuerzo de fluencia obtenido en el ensayo	43
7.3 ANALISIS METALOGRAFICO	44
7.4 ENSAYO PIN ON DISK	48

7.5 ENSAYO EROSION CORROSION	52
7.6 ENSAYO DE FATIGA	54
8. SOCIALIZACIÓN DEL TRABAJO	58
9. CONCLUSIONES	59
BIBLIOGRAFIA	60

LISTA DE CUADROS

	Pag
Cuadro 1. Composición del aluminio 6061	24
Cuadro 2. Composición del acero 4130	25
Cuadro 3. Parámetros aerodinámicos y geométricos de J-1	27
Cuadro 4. Selección de materiales	30
Cuadro 5. Condiciones y parámetros de prueba erosión corrosión	39
Cuadro 6. Resultados de dureza del aluminio 6061 y Acero 4130	40
Cuadro 7. Resultados de ensayo de tensión del Al 6061 T6 y Acero 4130	42
Cuadro 8. Resultados de tensión Admisible del Al 6061 y Acero 4130	44
Cuadro 9. Parámetros ensayo Pin on disk en Al 6061 T6 y Acero 4130	49
Cuadro 10. Condiciones ensayo Pin on disk en Al 6061 T6 y Acero 4130	49
Cuadro 11. Resultados de desgaste para el Al 6061-T6 y acero 4130	50
Cuadro 12. Pérdida de masa Acero 4130	52
Cuadro 13. Pérdida de masa Aluminio 6061 T6	52
Cuadro 14. Condiciones y parámetros para simulación de Fatiga	55

LISTA DE FIGURAS

	Pag
Figura 1. Accidente del avión Boeing 737-297 de la Aloha Airlines	12
Figura 2. El caza británico Sopwith Pup cubierto de madera y tela	13
Figura 3. Avión fabricado en aluminio	14
Figura 4. Aeronave de Rutan Composites con materiales compuestos	15
Figura 5. Rin fabricado en aluminio 6061T6	24
Figura 6. Diseño Avión J-1 etapa 3 del proyecto Unicauca	26
Figura 7. Tiras de aluminio 6061 T6	31
Figura 8. Probeta de tensión de acuerdo a la norma ASTM E8/E8M	32
Figura 9. Centro de mecanizado FIRST MCV300, laboratorio UAO	32
Figura 10. Probetas Al 6061T6	33
Figura 11. Probetas acero 4130	33
Figura 12. Maquina universal de ensayos UTC 200.3, laboratorio UAO	33
Figura 13. Probetas de Pin On Disk, dureza y metalografía	34
Figura 14. Durómetro digital AFRI, laboratorio GCIM, UAO	34
Figura 15. Microscopio óptico, laboratorio UAO, laboratorio UAO	35
Figura 16. Equipo de Pin on Disk, laboratorio GCIM, UAO.	36
Figura 17. Equipo de desgaste por corrosión, laboratorio GCIM, UAO	37
Figura 18. Planos de probetas erosión corrosión	37
Figura 19. Equipo de ultrasonido, laboratorio GCIM, UAO	38
Figura 20. Balanza analítica, laboratorio GCIM, UAO.	38
Figura 21. Grafica esfuerzo vs deformación Acero 4130	41
Figura 22. Grafica esfuerzo vs deformación Al 6061T6	42

Figura 23. Estructura metalográfica del aluminio 6061 T6	45
Figura 24. SEM aluminio 6061-T6	46
Figura 25. Microestructuras SEM Aluminio 6061 T6	46
Figura 26. Micrografía del acero 4130	47
Figura 27. Carburo esferoidizado en matriz de ferrita	48
Figura 28. Coeficiente de fricción vs recorrido	49
Figura 29. Fotografía Huella de desgaste aluminio 6061 T6	51
Figura 30. Fotografía Huella de desgaste Acero 4130	51
Figura 31. SEM Huella de desgaste aluminio 6061 T6	51
Figura 32. SEM Huella de desgaste aluminio 4130	51
Figura 33. Probetas Aluminio ensayo de erosión – corrosión	53
Figura 34. Probetas Acero después del ensayo de erosión – corrosión	53
Figura 35. Resultado simulación de Fatiga aluminio 6061T6	56
Figura 36. Resultado simulación de Fatiga Acero 4130	57

LISTA DE ANEXOS

	Pag
ANEXO A. Simulación aluminio 6061 T6	63
ANEXO B. Simulación acero 4130	69
ANEXO C. Eventos de socialización	75

RESUMEN

En este trabajo se caracterizaron algunas propiedades mecánicas del acero AISI 4130 y del aluminio 6061T6, que son materiales utilizados en la industria aeronáutica y que están propuestos para el diseño y la fabricación de una aeronave tipo LSA (Light Sport Aircraft), por el grupo de investigación GIIA de la Universidad del Cauca. Mediante pruebas mecánicas se validaron los materiales mencionados, para cumplir las recomendaciones de la FAA (*Federal Aviation Administration*) /FAR (*Federal Aviation Regulations*) - 23, y efectivamente se comprobó la idoneidad de los mismos en la fabricación de aeronaves tipo LSA.

Se fabricaron diferentes probetas normalizadas a partir de placas de ambos materiales con dimensiones de 12" x 12" y un espesor de 4.8 mm, para realizar las diferentes pruebas de tensión, dureza, *pin on disk*, corrosión y análisis metalográfico. Las pruebas de dureza y el análisis metalográfico permitieron comprobar la autenticidad del material suministrado y el tratamiento térmico que poseen. Mientras los valores obtenidos en la prueba de tensión para cada material, divididos por un factor de seguridad de 1.5, para tensión admisible en materiales aeronáuticos, concluye que el material cumple los requerimientos de diseño con un amplio margen, según regulaciones técnicas FAA/FAR-23". Por medio de la prueba de *pin on disk* se verificaron los coeficientes de fricción para ambos materiales, con un margen de diferencia menor de 8%, que se aceptan como válidos para la comprobación de los materiales. Las simulaciones de fatiga realizadas en el acero y el aluminio, permitieron prever un valor alto de vida a fatiga que se considera aceptable en estos materiales utilizados en la fabricación de aeronaves. Después de realizar el análisis de estos ensayos, los resultados fueron entregados a los estudiantes de la universidad del Cauca dentro de la 3^{ra} etapa del proyecto de fabricación de la aeronave J1, para ser utilizados en el trabajo de grado titulado: Validación de materiales y métodos de construcción para una aeronave de entrenamiento primario categoría LSA, según requerimientos técnicos FAA/FAR-23, donde se compararon con los parámetros de diseño de la aeronave y se verificó el cumplimiento de los requerimientos de la FAA/FAR-23.

Palabras Claves: Acero AISI 4130, Aluminio 6061T6, LSA (Light Sport Aircraft), FAA (*Federal Aviation Administration*) /FAR (*Federal Aviation Regulations*),

INTRODUCCIÓN

A través de la historia los intentos por volar han sido muchos y se tardó en conseguir este objetivo, no solo por la técnica inadecuada o la falta de motores ligeros sino por la selección de materiales incorrectos, por eso uno de los problemas que se encuentra la industria aeronáutica reside en la elección de los materiales adecuados, en función de cargas o esfuerzos, para los aviones. La selección de uno u otro material para cualquier elemento que conforma la aeronave, es de vital importancia para la futura operación de la misma.¹

Además es igual de importante para los diseñadores aeronáuticos evitar la ocurrencia de accidentes por fallas en el material de la aeronave como el accidente que se presenta la figura 1. Por lo cual se procura que las partes de la estructura del avión que soportan cíclicamente altas cargas sean bastante flexibles, junto con el conocimiento claro de la vida útil de sus materiales y su comportamiento frente a los factores de oxidación a los que estará expuesto.

Figura 1. Accidente del avión Boeing 737-297 de la Aloha Airlines



Fuente Revista rumbos aeronáuticos. Grandes accidentes aéreos. [En línea] [Citado 20-Agosto-2013] imagen disponible en internet: <http://www.eam.iaa.edu.ar/rumbos/Revista-25/RevistaRumbos25-SAeronautica.htm>

¹GIZMO PÉREZ Jara David. Materiales Aeronáuticos. [En línea]. [Citado 20-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/MaterialesAeronauticos.htm>.

Inicialmente se utilizó la madera por su resistencia y bajo peso en estructuras recubiertas de tela y en recubrimientos en forma de láminas ver figura 2, pero se encontró que este material era propenso a la humedad y al ataque biológico.² Luego se implementó el acero por su alta resistencia y bajo costo en estructuras de tubo de acero y en partes como el tren de aterrizaje, herrajes, bancadas de motor entre otras donde actualmente todavía es utilizado, pero debido a su alta densidad, propensión a la corrosión y rigidez fue rápidamente desplazado por el aluminio y sus aleaciones.² El aluminio es el material más ampliamente usados hasta nuestros días en casi todas las partes de una aeronave, como se observa en la figura 3, debido a su adecuada resistencia baja densidad y fácil técnica de fabricación; pero es propenso al envejecimiento por lo que presenta pérdida de propiedades mecánicas, fácil propagación de grietas y sensibilidad a las temperaturas de tratamientos térmicos, actualmente se utiliza en la aeronáutica en diferentes aleaciones tales como las aleaciones de AlCu o duraluminio, AlCuNi y AlZn que incrementan su resistencia mecánica y disminuyen la densidad.²

Figura 2. El caza británico Sopwith Pup cubierto de madera y tela



Fuente Aviones militares. [En línea] [Citado 20-Agosto-2013] imagen disponible en internet: <http://www.telcom.es/~jcastjr/aviones/antiguos.html>

²Gizmo- Pérez Jara David. Op. cit.,p. 11

Figura 3. Avión fabricado en aluminio



Fuente Lujazos. [En línea] [Citado 27-Agosto-2013] imagen disponible en internet: <http://lujazos.com/spartan-7w-executive/>

Otro material es el Titanio que presenta densidad media, alta resistencia a la corrosión y a las altas temperaturas, pero presenta degradación en ambientes salinos, además de ser un material muy costoso, por este motivo se utiliza en pequeñas cantidades en aviones militares y civiles, principalmente en recubrimientos y protecciones térmicas. Finalmente se tiene los materiales compuestos que son materiales diseñados en particular para cada necesidad de las aeronaves, y son utilizados en capas de diferentes materiales, como plásticos, cerámicos, maderas o diferentes metales que le dan mejores propiedades frente a otros materiales, pero son considerados muy costosos y solo se usan principalmente en aviación militar o de investigación. (Figura 4).³

³GIZMO- PÉREZ Jara David. Op. cit.,p. 11

Figura 4. Aeronave de Rutan Composites con materiales compuestos



Fuente Materiales aeronáuticos. [En línea] [Citado 27-Agosto-2013] imagen disponible en internet: <http://lujazos.com/spartan-7w-executive/>

En Colombia funcionan desde los años 70 varias empresas dedicadas al diseño y fabricación de aeronaves livianas y particularmente en el Valle del Cauca existen empresas como Aeroandina, Aerodynos entre otras que producen al mes un total de 15 aeronaves livianas, las cuales tienen buena acogida en mercados internacionales como el europeo y el estadounidense.⁴

Entre los materiales utilizados actualmente en las aeronaves de entrenamiento livianas tenemos el acero aleado con Cromo-Molibdeno, catalogado según el sistema de numeración del American Iron and Steel Institute como AISI 4130, ha sido usado ampliamente durante muchos años como el material de elección primaria por excelencia en estructuras aeronáuticas tubulares soldadas para aeronaves livianas, como fuselajes, trenes de aterrizaje, bancadas de motor, entre otros.⁵

También se tiene el aluminio cuyo uso en la industria aeronáutica empieza a partir de la primera guerra mundial, con el desarrollo de sus aleaciones, y la necesidad de un metal menos pesado que el acero, lleva a su implantación masiva en la

⁴Periódico La república, Sabía usted que la industria aeronáutica. [En línea] [Citado 20-Agosto-2013] artículo disponible en internet <http://www.fedebiocombustibles.com/v3/nota-web-id-376.htm>

⁵LUCERO Daniel. Aceros utilizados en construcción de aviones livianos. [En línea]. [Citado 20-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://www.aeroforo.com/archive/index.php/t-15828.html>.

aviación; hasta nuestros días ha sido el material más usado en aeronáutica por su adecuada resistencia, baja densidad, conocimiento de sus técnicas de fabricación (fácilmente forjable, fácil de trabajar y reparar).⁶

Es aquí donde surge nuestro planteamiento sobre que pruebas validan estos materiales para la construcción de aeronaves y asegurar que se cumpla con todas las especificaciones. Se realizaron pruebas para determinar las propiedades mecánicas como tensión, dureza, impacto, desgaste por fricción y también se realizará ensayo de resistencia a la corrosión, para determinar la viabilidad de su uso en la fabricación de aeronaves.

Este trabajo se realizó en colaboración con el profesor Mario Córdoba de la Universidad del Cauca, quien dirigió el trabajo de grado titulado **Validación de materiales y métodos de construcción para una aeronave de entrenamiento primario categoría LSA, según requerimientos técnicos FAA/FAR-23** como apoyo en la parte de validación de los materiales de uso aeronáutico, acero AISI 4130 y aluminio 6061 T6. Estos dos trabajos son complementarios ya que en el grupo GCIM se realizaron las pruebas de los diferentes materiales y los resultados se confrontarán con los requerimientos técnicos para las aeronaves; si estos materiales cumplen con las normas, el grupo de Unicauca procederá a utilizarlos para el diseño y fabricación de la aeronave.

⁶ Gizmo- Pérez Jara David. Op. cit., p. 11.

1. ANTECEDENTES

Algunos estudios sobre comportamiento de los materiales de aviación se realizan por parte de algunas Universidades y centros de investigación de materiales a nivel mundial. A continuación se citan dos de ellos.

En el artículo de *J. N. Scheuring et al*, se caracterizaron propiedades mecánicas de materiales de aeronaves que han estado en un amplio rango de servicio y con efectos de corrosión y los resultados, se compararon con pruebas realizadas en el mismo material sin horas de trabajo de los Handbooks, para determinar si estas propiedades deben ser actualizadas o se debe seguir con los lineamientos del material sin horas de trabajo, se utilizaron aleaciones de aluminio 7075 T6, 7178 T6 y 2024 T3, en las alas del avión KC135.

En el trabajo de grado de Bolaños Arbeláez Carlos Andrés se caracterizaron las propiedades mecánicas de materiales tipo sándwich propuestos por la escuela militar de aviación (EMAVI) para posible aplicación como fuselaje del avión X-01 FAC. Para ello se fabricaron probetas en resina epóxica y poliésteres Tereftálico, evaluados con cargas cerámicas de carbonato de calcio, polvo de cuarzo y polvo cerámico. La incorporación de las cargas se hace con el fin de evaluar la incidencia en las propiedades mecánicas de la resina. Posteriormente se fabrica el material sándwich con espuma de poliéster como material alternativo y posible sustituto de la espuma de PVC (divinycell), tejidos de fibra de vidrio como la bidireccional de 325 g/m² y la unidireccional de 792 g/m² con orientaciones a 45° y 60°.

Por lo anterior se puede decir que es escasa la información sobre el tema de caracterización de materiales para ser utilizados en la fabricación de aeronaves; se encuentra información sobre el uso y selección de otro tipo de materiales. En este trabajo se determinaron las propiedades mecánicas de dos tipos de materiales el acero AISI 4130 y la aleación Al6061T6 y los resultados se confrontaron con las especificaciones de diseño de una aeronave tipo LSA. Este trabajo contribuirá a incrementar los antecedentes sobre el tema.

2. PROBLEMA DE INVESTIGACION

2.1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

La bibliografía que existe sobre análisis de materiales para la fabricación de aeronaves de entrenamiento tipo LSA, es escasa, esto nos motivó a trabajar en esta área tan importante para la industria, se realizó evaluación de las propiedades mecánicas del aluminio 6061 T6 y el acero AISI 4130, que son los principales materiales utilizados en la fabricación de estas aeronaves. Este trabajo conlleva a la aplicación conjunta de diferentes conceptos de Ingeniería Mecánica, los cuales se deben utilizar con especial cuidado ya que minimizar los riesgos en la seguridad de los ocupantes de la aeronave, es una de las tareas más importantes a la hora de seleccionar los materiales para diseñar y construir una aeronave.

2.2. FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

Los materiales como el acero 6061 T6 y el acero 4130 cumplen con los requerimientos de diseño para ser utilizados en la fabricación de la aeronave de entrenamiento primario LSA, de acuerdo a las normas FAA/FAR-23?

3. JUSTIFICACIÓN

En el Valle del Cauca existen algunas empresas que fabrican aeronaves livianas, entre ellas están Aeroandina y Aerodynos; que tienen buena acogida en mercados internacionales como Europa y Estados Unidos. Así mismo el constante desarrollo de la industria aeronáutica, obliga a los Ingenieros Mecánicos, a realizar procesos de investigación en materiales adecuados para este campo de la aviación. Por lo anterior es importante que el ingeniero Mecánico adquiera conocimientos en la selección y caracterización de materiales para la fabricación de aeronaves.

En la fabricación de aeronaves se requiere disponer de materiales y aleaciones ligeras con una resistencia a la tracción comparable a las del acero, y límites de fluencia, por tracción y compresión, similares.

Este proyecto permite fortalecer la cooperación con otras instituciones académicas, en este caso, la Universidad del Cauca con el grupo de investigación en Ingeniería Aeroespacial, GIIA, bajo la dirección del profesor Mario Córdoba, que se encuentra trabajando en un proyecto para diseñar y fabricar una aeronave de entrenamiento tipo LSA. El grupo requirió validar las propiedades de los materiales que utilizarán en este trabajo, como la aleación Al 6061 T6 y el acero AISI 4130.

El grupo GCIM aceptó participar de la investigación, teniendo en cuenta, que la Universidad Autónoma de Occidente cuenta con equipos de caracterización mecánica. Mediante la presentación de un trabajo de grado de un estudiante de Ingeniería Mecánica, quien aplicó conocimientos en el área de materiales adquiridos durante su carrera, y quien obtuvo nuevos conocimientos sobre los materiales y su caracterización utilizados en la fabricación de aeronaves.

Se caracterizaron los materiales mencionados y se validaron con las normas que rigen la FAA/FAR-23 para el diseño y fabricación de aeronaves.

4. OBJETIVOS

4.1 OBJETIVO GENERAL

Realizar análisis de propiedades mecánicas y resistencia a la corrosión al aluminio 6061T6 y al acero AISI 4130, materiales que son utilizados para la fabricación de componentes estructurales de una aeronave de entrenamiento tipo LSA y comparar los resultados con los requerimientos de diseño y especificaciones técnicas de la FAA/FAR-23 para determinar si las cumplen.

4.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Preparar probetas estandarizadas de los dos tipos de materiales a caracterizar.
- Analizar propiedades del aluminio 6061T6 y el acero AISI 4130 mediante pruebas de dureza, resistencia mecánica, resistencia a desgaste, resistencia a corrosión y fatiga.
- Comparar los resultados con los requerimientos de diseño y especificaciones técnicas de la FAA/FAR-23 para determinar si el aluminio 6061T6 y el acero AISI 4130 cumplen con las características que se requieren para utilizarlos en la fabricación de aeronaves.

5. MARCO REFERENCIAL

5.1 MARCO TEÓRICO

Las estructuras de las aeronaves se someten a esfuerzos muy diversos, tanto en vuelo como en tierra. Durante el vuelo, la estructura de la aeronave debe soportar las fuerzas de sustentación que se originan en las alas y que se transmiten a la unión de los planos con el fuselaje.⁷

La correcta selección de los materiales es importante debido a que la aeronave durante su vuelo está sometida a fuerzas que aparecen cuando el avión sufre desplazamientos o cambios de dirección en vuelo. En efecto, si una nave toma rumbo distinto al que cursa en un instante determinado es claro que deben existir unas fuerzas que actúan en esa dirección y cambian la trayectoria de la aeronave, allí es donde los materiales deben ser capaces de soportar los esfuerzos que se presentan en estas maniobras. Además, habría que añadir las fuerzas que se transmiten a la aeronave como resultado de la turbulencia de la masa de aire que desplaza el avión, muy frecuentes cuando se vuela a baja altura.

5.1.1 Propiedades de los materiales. Dureza. La dureza es la capacidad que tiene un material para resistir la penetración. La dureza se mide mediante ensayos de laboratorio con equipos como los durómetros, en los cuales se mide el tamaño de la huella que deja un penetrador, al aplicarle una carga normal, sobre el material. El método Brinell (dureza Brinell) se emplea normalmente en Europa, y el método Rockwell (dureza Rockwell) se emplea con más frecuencia en Estados Unidos.⁷ **Esfuerzo último de tracción.** Es el esfuerzo máximo asociado a la rotura del material. Es una de las propiedades más importantes en el cálculo de las estructuras de aviones. Los esfuerzos de tracción se determinan dividiendo la carga por el área o la sección recta del material que la soporta. El esfuerzo en un miembro axialmente cargado en tensión está dado por: ⁸

$$\sigma_T = F/A$$

⁷OÑATE, Antonio Esteban. LAS AERONAVES Y SUS MATERIALES, 1ª edición, Thomson Paraninfo, S.A., 1991, 192 Págs.

⁸SEGUI William T. Diseño de estructuras de acero con LRFD, 2ª edición, International Thomson, Enero 1, 2000 - 619 Págs. Pág. 32, 86.

En donde F es la magnitud de la carga y A es el área de la sección transversal. Por tanto el esfuerzo tiene unidades $[\text{Pa}]$, y $[\text{kp}/\text{cm}^2]$.

Resistencia a la fatiga Un material se somete a fatiga cuando se aplican cargas cíclicas de carácter periódico. Cada alternancia de la carga es un ciclo de fatiga. Un material puede fracturarse si se rebasa el límite de ciclos de fatiga que posee en una aplicación determinada. Para que una falla por fatiga ocurra deben darse dos circunstancias:

- En primer lugar, que las cargas alternas superen un nivel determinado de esfuerzos.
- Que se supere el número de ciclos admisibles para un determinado nivel de esfuerzos.

La fatiga puede ser de dos tipos: Mecánica y Térmica.

La fatiga mecánica se origina fundamentalmente por las vibraciones a que se someten las piezas en servicio. La fatiga térmica es propia de los motores de turbina, y se debe al calentamiento y enfriamiento repetido de algunos componentes que están sometidos a esfuerzos y altas temperaturas, caso de las ruedas o alabes de turbina y de compresor.⁹

Relación resistencia/peso Los materiales aeronáuticos se comparan mediante su relación resistencia/peso, es decir, el cociente que resulta de dividir su resistencia a la tracción en (kg/cm^2) por el peso de 1 cm^3 de material. Esta relación es una de las bases que permite comparar las características de aplicación de los distintos materiales. Lógicamente, a igualdad de otras características, como resistencia a la corrosión, entre otras, es preferible el material que posee mayor relación resistencia/peso, porque permitirá construir un avión más ligero.¹⁰

5.1.2 Materiales de construcción aeronáutica. Existen diferentes factores que influyen a la hora de seleccionar un material para ser utilizado en la construcción de los diferentes componentes de un avión.

Entre todos ellos, quizás el más importante sea que el material tenga una elevada relación entre sus propiedades resistentes y su peso. Otros factores que también influyen en mayor o menor medida, dependiendo del elemento para el que vaya a ser usado el material, son: rigidez; tenacidad; resistencia a la corrosión, a la fatiga

⁹ OÑATE, Antonio Esteban. Op. cit.,p. 20

y a las condiciones ambientales; la facilidad con que se pueda moldear, mecanizar, soldar y otros procesos de manufactura; las condiciones de suministro; y no menos importante, su costo.¹⁰

Los materiales básicos de la construcción aeronáutica se clasifican en cuatro grupos:

- Aleaciones Ferrosas: aquellos que tienen elemento fundamental el hierro
- Aleaciones Ligeras: aquellos que usan elementos fundamentales como aluminio, titanio y magnesio
- Materiales compuestos: aquellos que son básicamente fibras resistentes embebidos en matriz plásticas
- Materiales poliméricos: son un extenso grupo que incluye los otros materiales como plásticos, gomas, acrílicos entre otros usados en diferentes partes de la aeronave.

Este trabajo se enfocó en los 2 primeros grupos de materiales específicamente la aleación de aluminio 6061T6 y el acero AISI 4130.

5.1.2.1 Generalidades del aluminio 6061 t6. El aluminio 6061 es una aleación de aluminio que contiene como principales elementos aluminio, magnesio y silicio. Originalmente denominado "aleación 61S" fue desarrollada en 1935, y posee características como alta resistencia a la tracción y a la corrosión, puede ser tratado térmicamente, anodizado y posee buena soldabilidad. Su uso más común es en estructuras de alta resistencia que requieran un buen comportamiento frente a la corrosión como aeronaves, barcos, vehículos ferroviarios, entre otros.¹¹ (Figura 5)

¹⁰ OÑATE, Antonio Esteban. Op. cit., p. 20.

¹¹ SANDERS, Robert E. Jr. Technology Innovation in Aluminum Products [En línea] 2001 [Citado 20-Septiembre-2013]. Disponible en Internet: <http://www.tms.org/pubs/journals/jom/0102/sanders-0102.html>

Figura 5. Rin fabricado en aluminio 6061T6



Fuente SANDERS, Robert E. Jr. Technology Innovation in Aluminum Products [En línea] 2001 [Citado 20-Septiembre-2013]. Disponible en Internet: <http://www.tms.org/pubs/journals/jom/0102/sanders-0102.html>

Cuadro 1. Composición del aluminio 6061

Elemento	Mínimo (%)	Máximo (%)
Silicio	0.4	0.8
Hierro	0.0	0.7
Cobre	0.15	0.4
Manganeso	0.0	0.15
Magnesio	0.8	1.2
Cromo	0.04	0.35
Zinc	0.0	0.25
Titanio	0.0	0.15

Fuente Aluminios y metales. [En línea] [Citado 20-Septiembre-2013] cuadro disponible en internet: <http://www.aluminiosymetalesunicornio.com.mx/6061.html>

Se emplea comúnmente en formas pre-templadas como el 6061-O y las templadas como el 6061-T6 y 6061-T651.

En el caso del 6061-T6 el T6 indica que ha sido tratado térmicamente y envejecido en forma artificial; y gracias a este tratamiento se logran resistencias mecánicas mayores comparadas con las que se podrían obtener con las aleaciones de las series 2XXX o 7XXX, posee buena resistencia a la corrosión, buena formabilidad y buena capacidad para ser mecanizada. La aleación 6016 T6 es utilizada en estructuras tubulares en la mayoría de las aeronaves experimentales como ultralivianos y aeronaves semejantes.¹² En el cuadro 1 se muestran los elementos químicos del aluminio 6061.

¹²SANDERS, Op. cit., p. 22

5.1.2.2 Generalidades del acero aisi 4130. El acero Cromo-Molibdeno, catalogado según el sistema de numeración AISI 4130, se considera un acero de baja aleación porque sus principales agregados, el cromo y el molibdeno, están en una proporción menor al 1% y un contenido de carbono menor al 0.3%, lo cual le proporciona una buena característica de soldabilidad. El cromo y molibdeno incrementan, de forma individual, la templabilidad, y particularmente el cromo proporciona mayor resistencia a la corrosión, a la oxidación, a temperaturas elevadas y a la abrasión, mientras el molibdeno permite mantener una templabilidad específica e incrementa la resistencia a la fluencia y a la ductilidad a elevadas temperaturas. Estos grados suelen tratarse térmicamente para conseguir propiedades específicas.¹³

El acero AISI 4130 es fácilmente formable con herramientas comunes de acero rápido o metal duro. Su uso en la aeronáutica va dirigido a la parte estructural de la aeronave como fuselajes, trenes de aterrizajes, bancada de motor etc, en el cuadro 2 se muestra su composición química.¹³

Cuadro 2. Composición del acero 4130

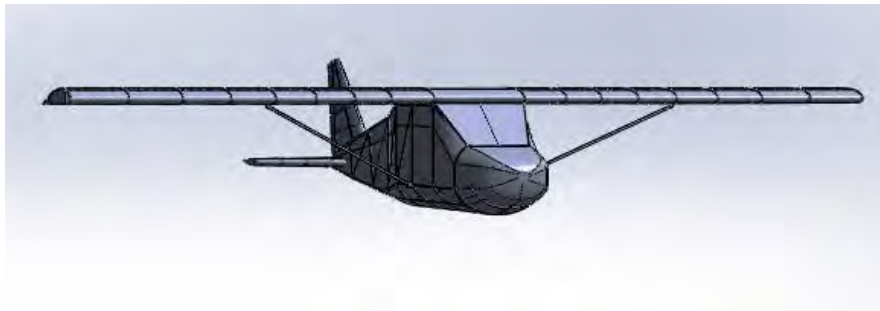
Elemento	Mínimo (%)	Máximo (%)
Carbono	0.28	0.33
Azufre	0.00	0.04
Fósforo	0.00	0.04
Silicio	0.15	0.35
Manganeso	0.40	0.60
Cromo	0.80	1.10
Molibdeno	0.15	0.25

Fuente AISI 4130. SUMINDU. [En línea] [Citado 20-Septiembre-2013 catalogo disponible en internet: <http://www.sumindu.com/especificaciones/16-%204130.pdf>

¹³LUCERO Daniel. Op. cit.,p. 14.

5.1.3 Diseño de la aeronave j-1 El proceso de diseño de la aeronave que actualmente se está desarrollando en el grupo de investigación GIA de la Universidad del Cauca, hace parte de un proyecto que se encuentra actualmente en la etapa 3, donde ya se ha realizado los cálculos de la aeronave, selección de materiales y se requirieron los ensayos mecánicos que validen estos materiales. En la figura 6 se muestra el diseño final de la etapa 3 del proyecto Unicauca.

Figura 6. Diseño Avión J-1 etapa 3 del proyecto Unicauca



Fuente FABARA HERNANDEZ, Karen Viviana y VASQUEZ GONZALEZ, Edinson Fabian. Validación de materiales y métodos de construcción para una aeronave de entrenamiento primario categoría LSA según requerimientos técnicos FAA/FAR-23. Tesis Ingeniería Física. Popayán. Universidad del Cauca. Facultad de ciencias exactas y de la educación. Departamento de Física. 2013. 74p

5.1.3.1 Descripción general de la aeronave. El J-1, es una aeronave biplaza de ala alta empotrada al fuselaje y con tren de aterrizaje en triciclo, con un perfil de misión de una aeronave de entrenamiento primario, techo máximo de servicio de 7000 ft, peso máximo en despegue 1248 Lb y un motor Rotax 912 ULS de 100HP.¹⁴ Otras descripciones se observan en el cuadro 3.

¹⁴FABARA HERNANDEZ, Karen Viviana y VASQUEZ GONZALEZ, Edinson Fabian. Validación de materiales y métodos de construcción para una aeronave de entrenamiento primario categoría LSA según requerimientos técnicos FAA/FAR-23. Tesis Ingeniería Física. Popayán. Universidad del Cauca. Facultad de ciencias exactas y de la educación. Departamento de Física. 2013. 74p

Cuadro 3. Parámetros aerodinámicos y geométricos de J-1

Símbolo	Parámetro	Valor
Gw	Peso máximo de la aeronave (lb)	1248
S	Área alar de la aeronave (ft ²)	134
Cl _{Max}	Coeficiente de sustentación máximo obtenido de la gráfica de Cl vs α	1,7
V _C	Velocidad de crucero (knots)	119
s	Área alar (m ²)	12,45
c	cuerda (ft / m)	4,54 / 1.38
b	Envergadura (m)	9
AR	Relación de aspecto	6.5
WE	Peso en vacío (lb)	653.92
WF	peso combustible de la misión (lb)	177.84
W _{crew}	Peso de la tripulación (lb)	350
W _{fixed}	peso equipaje (lb)	60

Fuente FABARA HERNANDEZ, Karen Viviana y VASQUEZ GONZALEZ, Edinson Fabian,. Op. cit.,p. 25

Se realizaron ajustes en lo que concierne a métodos de construcción. Luego de un análisis geométrico, se determinó que la aeronave no poseía dimensiones adecuadas para el paso de ocupantes en la zona de cabina. Se consideró que la geometría de las vigas no era eficiente desde el punto de vista estructural, por lo que se realizó un ajuste. Se redimensionaron los espesores para cada componente de la aeronave, teniendo en cuenta los cambios en la selección de materiales de estructura y recubrimiento del J-1.¹⁵

5.1.4 Regulaciones FAA/FAR. FAA es la Autoridad Federal de Aviación y es un órgano del gobierno que supervisa la industria de la aviación tanto para regularla como para promoverla. Forma parte del Departamento de Transporte y por eso es también responsable de la seguridad de la aviación civil.

Entre sus funciones, la FAA promueve la seguridad, fomenta los avances de la tecnología aeronáutica, controla el tráfico aéreo, tanto para los aviones civiles como para los militares, investiga el desarrollo de la aeronáutica, estudia las

¹⁵ FABARA HERNANDEZ, Karen Viviana y VASQUEZ GONZALEZ, Edinson Fabian,. Op. cit.,p. 25

formas de reducir el ruido de las aeronaves y de alteración del medio ambiente, y regula el espacio aéreo del territorio de Estados Unidos para evitar colisiones.¹⁶

Las regulaciones de aviación federal, o **FARs**, son reglas prescritas por Autoridad Federal de Aviación (FAA) regulando todas las actividades de aviación en los Estados Unidos. Las FARs son parte de un título de 14 códigos de regulación federal (CFR). Una amplia variedad de actividades son reguladas tales como diseño de aeroplanos, vuelos típicos de las aerolíneas, actividades de entrenamiento de pilotos entre otras. Las reglas son diseñadas para promover la aviación segura, y para proteger a pilotos, tripulación, pasajeros y público en general de riesgos innecesarios.

La parte 23 de la FARs contiene los estándares de navegación para aeroplanos en sus diferentes categorías y posee gran número de regulaciones que van desde el diseño de la aeronave, pruebas de aeronaves, selección de materiales entre otros.¹⁷

Este trabajo solo se enfoca en lo mencionado en la sección 603, de la parte 23 que se refiere a los materiales y fabricación de las aeronaves tipo LSA. .

5.1.4.1 Parte 23 - Sección 603 - materiales y fabricación. La idoneidad y durabilidad de los materiales utilizados para las partes, el hecho de que podrían afectar negativamente a la seguridad, debe cumplir:

- Ser establecida por experiencia o pruebas.
- Estar de acuerdo con las especificaciones aprobadas que garanticen que cumplan con la resistencia y demás propiedades asumidas en los datos de diseño.
- Tener en cuenta los efectos de las condiciones ambientales, como la temperatura y la humedad, que se espera en el servicio.

¹⁶Escuela de Mecánica, Que es la FAA, [En línea]. [Citado 28-Septiembre-2013]. Disponible en Internet:<http://www.escuelasmecanica.com/que-es-faa.html>

¹⁷WIKIPEDIA, Federal Aviation Regulations, [En línea] [Citado 20-Septiembre-2013]. Disponible en Internet: disponible en internet : http://en.wikipedia.org/wiki/Federal_Aviation_Regulations

La fabricación debe ser de alto estándar.¹⁸

Estas normas como parte de las regulaciones FARs que se aplican en el diseño de aeronaves, obligan a la realización de pruebas mecánicas a los materiales seleccionados en la fabricación de las mismas.

5.1.5 Selección de materiales La selección de los materiales más adecuados para una aeronave determina en gran parte el costo, producción, eficiencia y seguridad. Para el caso de la aeronave J-1 se tienen algunas ventajas; se cuenta con un ala que asume gran parte de las cargas aerodinámicas a las que está sujeta la aeronave, junto con el hecho de que por ser un avión de baja velocidad está sujeta a cargas bajas, permite seleccionar materiales más livianos para construir la estructura alar. Un detalle importante a tener en cuenta es la resistencia a la fatiga de los materiales a utilizar, las cargas cíclicas presentes en las superficies aerodinámicas con el tiempo llevan al deterioro de la estructura, y seleccionar materiales con una buena resistencia a fatiga no solo garantiza la seguridad de la tripulación sino también da más horas de vuelo entre cada revisión de mantenimiento (*overhaul*). Además ensayos de tensión, dureza y *pin on disk* hacen que esta selección sea más confiable.¹⁹

Considerando estos puntos y procurando no dar más resistencia de la necesaria para que la aeronave sea segura, con el fin de tener el menor peso posible; los materiales a usar en el diseño de la aeronave J-1 se listan en el cuadro 4.

¹⁸Escuela de Mecánica, Que es la FAA, [En línea]. [Citado 28-Septiembre-2013]. Disponible en Internet: <http://www.escuelasmecanica.com/que-es-faa.html>

¹⁹FABARA HERNANDEZ, Karen Viviana y VASQUEZ GONZALEZ, Edinson Fabian. Validación de materiales y métodos de construcción para una aeronave de entrenamiento primario categoría LSA según requerimientos técnicos FAA/FAR-23. Tesis Ingeniería Física. Popayán. Universidad del Cauca. Facultad de ciencias exactas y de la educación. Departamento de Física. 2013. 74p

Cuadro 4. Selección de materiales

SECCIÓN	MATERIAL
Recubrimiento del ala y de la cola(empenaje)	Aluminio 6061-T6
Viga principal del ala	Aluminio 6061-T6
Viga trasera de ala	Aluminio 6061-T6
Costillas (Ala y empenaje)	Aluminio 6061-T6
Vigas del empenaje o cola	Aluminio 6061-T6
Recubrimiento del fuselaje	Aluminio 6061-T6
Jaula (Estructura del fuselaje)	Acero 4130 (Cromo-Molibdeno)
Vigas de las superficies de control	Aluminio 6061-T6
Costillas de las superficies de control	Aluminio 6061-T6
Recubrimiento superficies de control	Aluminio 6061-T6
Soporte del motor	Acero 4130 (Cromo-Molibdeno)
Strut (Montante)	Acero 4130 (Cromo-Molibdeno)
Recubrimiento motor	Aluminio 6061T6/ Compuesto

Fuente FABARA HERNANDEZ, Karen Viviana y VASQUEZ GONZALEZ, Edinson Fabian,. Op. cit.,p. 25

6. DETALLES EXPERIMENTALES

Como base para la fabricación de las diferentes probetas de los ensayos mecánicos, se utilizaron placas de acero AISI 4130 y de aluminio de 6061-T6 con dimensiones de 12" x 12" con un espesor de 4,8 mm; estas placas fueron obtenidas a través de una empresa que importa y suministra materiales certificados de uso aeronáutico en el país, ya que estos materiales no son de fácil consecución en el mismo.

Estas placas fueron cortadas en tiras de 2cms de ancho x 12" de largo, en la rectificadora marca CHEVELIER, ubicada en el laboratorio de Manufactura de la UAO, como se muestra en la figura 7

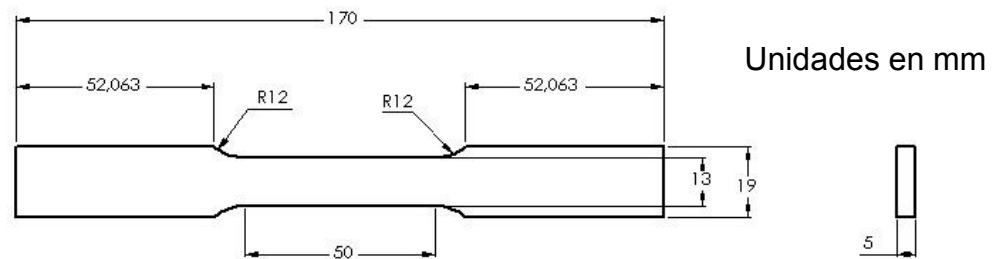
Figura 7. Tiras de aluminio 6061 T6



6.1 ENSAYO DE TENSIÓN

Para este ensayo se fabricaron a partir de las tiras de 2cms x 12" del acero 4130 y el aluminio 6061-T6, varias probetas de tensión de cada material de acuerdo a la norma ASTM E8/E8M, como se ve en la figura 8.

Figura 8. Probeta de tensión de acuerdo a la norma ASTM E8/E8M



Estas probetas fueron fabricadas en el centro de mecanizado de la universidad Autónoma de Occidente. (Ver figuras 9, 10 y 11)

Figura 9. Centro de mecanizado FIRST MCV300, laboratorio UAO



Figura 10. Probetas Al 6061T6



Figura 11. Probetas acero 4130



Para determinar la resistencia mecánica del material, se utilizó la máquina universal de ensayos UTS 200.3 con capacidad máxima de 20 Ton. (Ver figura 12). El tiempo estimado para cada prueba fue de 90 segundos; se aplicó una precarga de 700 N.

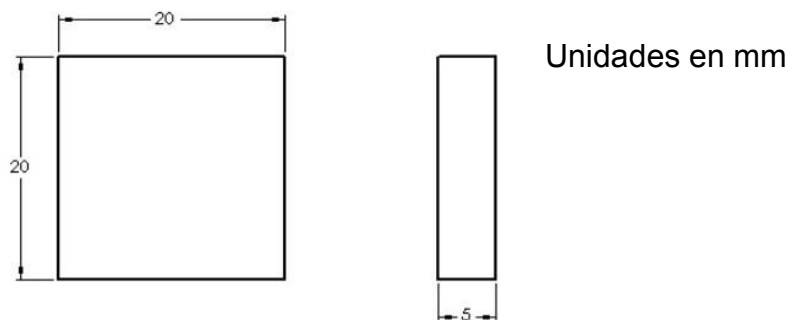
Figura 12. Máquina universal de ensayos UTC 200.3, laboratorio UAO



6.2 ENSAYO DE DUREZA

Para esta prueba se cortaron probetas de aproximadamente 2cms x 2cms de las tiras de acero y aluminio (Ver figura 13). Para caracterizar las probetas, se tomaron cinco indentaciones de dureza Rockwell B (HRB) para el acero 4130 y cinco indentaciones de dureza Brinell para el aluminio 6061-T6, y se determinó el valor promedio de la dureza de los dos materiales.

Figura 13. Probetas de Pin On Disk, dureza y metalografía



Para este ensayo se utilizó el durómetro digital Afri (Ver figura 14), con indentador de 2,5 mm de diámetro y carga de 613 N (HB10) para el aluminio 6061-T6 y indentador de diamante de 1/16 in, con fuerza de 981 N para el acero 4130. El durómetro hace parte del laboratorio GCIM de la universidad Autónoma de Occidente.

Figura 14. Durómetro digital AFRI, laboratorio GCIM, UAO



6.3 ANALISIS METALOGRÁFICO

Para esta prueba se cortaron probetas de aproximadamente 2" x 2" de las tiras de acero y aluminio. Después se realizó el lijado de una de sus caras con diferentes tipos de lijas y el equipo de pulido de paños hasta llegar al pulido tipo espejo de las probetas de acero y aluminio. Luego se atacaron las muestras con reactivos químicos, que en el caso del acero se usó Nital al 2 %, y en el caso del aluminio se usó el compuesto Keller (5ml Ácido Nítrico, 3ml Ácido hidroclicoridrico, 2 ml Ácido Fluorhidroclicoridrico), con el fin de develar la estructura superficial del material. El análisis se realizó con la ayuda del microscopio metalográfico Olympus PM 3 y el analizador de imágenes Image Pro-plus (Ver figura 15), pertenecientes al laboratorio de materiales de la universidad Autónoma de Occidente.

Figura 15. Microscopio óptico, laboratorio UAO, laboratorio UAO



6.4 PRUEBA DE DESGASTE - PIN ON DISK

Se realizó la prueba de desgaste mediante la prueba de *pin on disk* a varias probetas de acero 4130 y de aluminio 6061 T6 con dimensiones de 20 mm x 20 mm, las cuales tuvieron un tratamiento de superficie realizado con serie de lijas muy finas y luego un pulimento de sus superficies, mediante un equipo de desbaste que le permite obtener una condición de acabado tipo espejo. También se utilizaron probetas sin ningún tratamiento de superficie para realizarle estas pruebas, en total se realizaron 3 probetas por material.

Para la realización de esta prueba se utilizó el equipo *Pin on disk* pertenecientes al laboratorio GCIM de la Universidad Autónoma de Occidente. (Ver figura16).

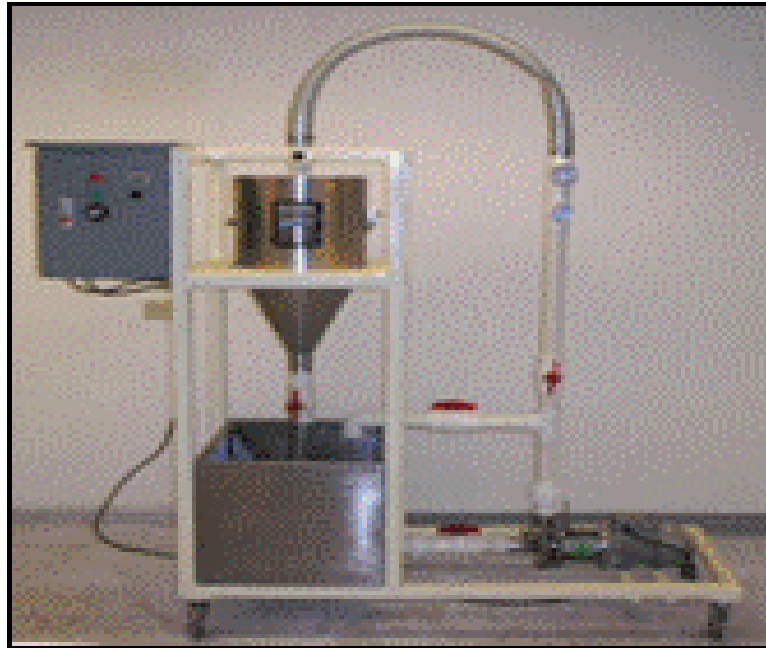
Figura 16. Equipo de Pin on Disk, laboratorio GCIM,



6.5 DESGASTE POR EROSIÓN - CORROSIÓN

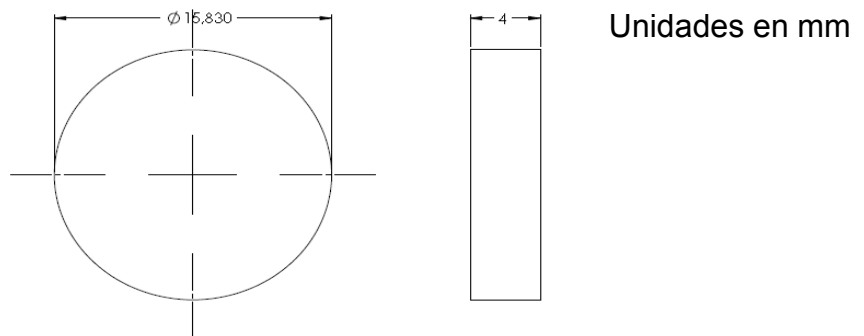
Para este ensayo se utilizó la máquina de ensayo erosión - corrosión Patente No. 09-041.125 a nombre de la Universidad Autónoma de Occidente N/REF: P-2170. (Ver figura 17)

Figura 17. Equipo para medir desgaste por corrosión, laboratorio GCIM, UAO



Para este ensayo se fabricaron varias probetas del aluminio 6061T6 y acero 4130 de acuerdo a las especificaciones técnicas del equipo (ver figura 18)

Figura 18. Planos de probetas erosión corrosión



Cada una de estas probetas fueron limpiadas y pesadas antes y después de la pruebas de erosión corrosión utilizando los equipos de ultrasonido marca Cole-Palmer y la balanza analítica con precisión 0.0001 gramos, equipos ubicados en laboratorio de la UAO. (Ver figuras 19 y 20)

Figura 19. Equipo de ultrasonido, laboratorio GCIM, UAO



Figura 20. Balanza analítica, laboratorio GCIM, UAO.



Este ensayo se realizó con los parámetros y condiciones que se muestran en el cuadro 5, de acuerdo a ensayos realizados previamente a metales de este tipo y en otros equipos de erosión corrosión.

Cuadro 5. Condiciones y parámetros de prueba erosión corrosión

Fluido	Solución de H ₂ O (lts)	45
	Agregado de NaCl @3.5% (kg)	1.5
	Partículas suspendidas Sílice (Si) de 300 µm (kg)	1.0
Chorro	Caudal (L/h)	2250
	Presión (kPa)	1.2
	Temperatura (C)	20 - 30
	Frecuencia (Hz)	60
	Tipo de Chorro Barrido (Angulo)	90°
	Distancia (mm)	5 – 10

7. ANALISIS Y RESULTADOS

7.1 ENSAYO DE DUREZA

En el ensayo se evaluó el grado de dureza Rockwell B (HRB) del acero SAE 4130 y la dureza Brinell del aluminio 6061T6; las mediciones se hicieron en la zona superficial de cada una de las probetas y se realizaron cinco (5) indentaciones por cada probeta con el fin de hallar un valor promedio. Los valores encontrados están consignados en el cuadro 6.

Cuadro 6. Resultados de dureza del aluminio 6061 y Acero 4130

Aluminio 6061-T6		Acero 4130	
Dureza Brinell indentador de 2,5 mm de diámetro		Dureza Rockwell B indentador 1/16 "	
Carga de 613N (HB10)		Carga 981 N	
1	110,8	1	83,1
2	110,8	2	84,6
3	111,6	3	84,8
4	109,8	4	84,1
5	110,8	5	84,5
Promedio	110,8	Promedio	84,2

De acuerdo a la literatura el aluminio 6061 T6, registra un valor de dureza promedio de 95 Brinell y el acero 4130 un valor de dureza promedio de 90 Rockwell B, lo cual permite concluir que los valores obtenidos en las pruebas de dureza se encuentran dentro de un rango aceptable, para verificar la autenticidad de los materiales suministrados.^{20 21}

²⁰VÁSQUEZ CALVILLO, Nancy Elizabeth. Metodología para el estudio de las pruebas de fatiga en una aleación trabajada de aluminio. Tesis de maestría en ciencias de ingeniería Mecánica, España, Universidad de Nuevo león. Facultad de ingeniería mecánica y eléctrica, división de estudios de postgrados. Agosto del 2004. 82 págs.

²¹SUMINOXEROS, Especificaciones técnicas acero ASTM 4130. [En línea] [Citado 28-Agosto-2013]. Disponible en Internet: http://www.suminoxaceros.com/suminox_co/especificaciones/16-%204130.pdf

7.2 ENSAYO DE TENSION

Las probetas de acero 4130 y de aluminio 6061-T6 se analizaron mediante la prueba de tensión. Los resultados del comportamiento de las propiedades mecánicas de cada uno de los materiales se representan mediante curvas de esfuerzo vs deformación unitaria consignadas en las gráficas (Figura 21 y 22) y sus valores más importantes se consignaron en el cuadro 6, como se observa a continuación.

Figura 21. Grafica esfuerzo vs deformación Acero 4130

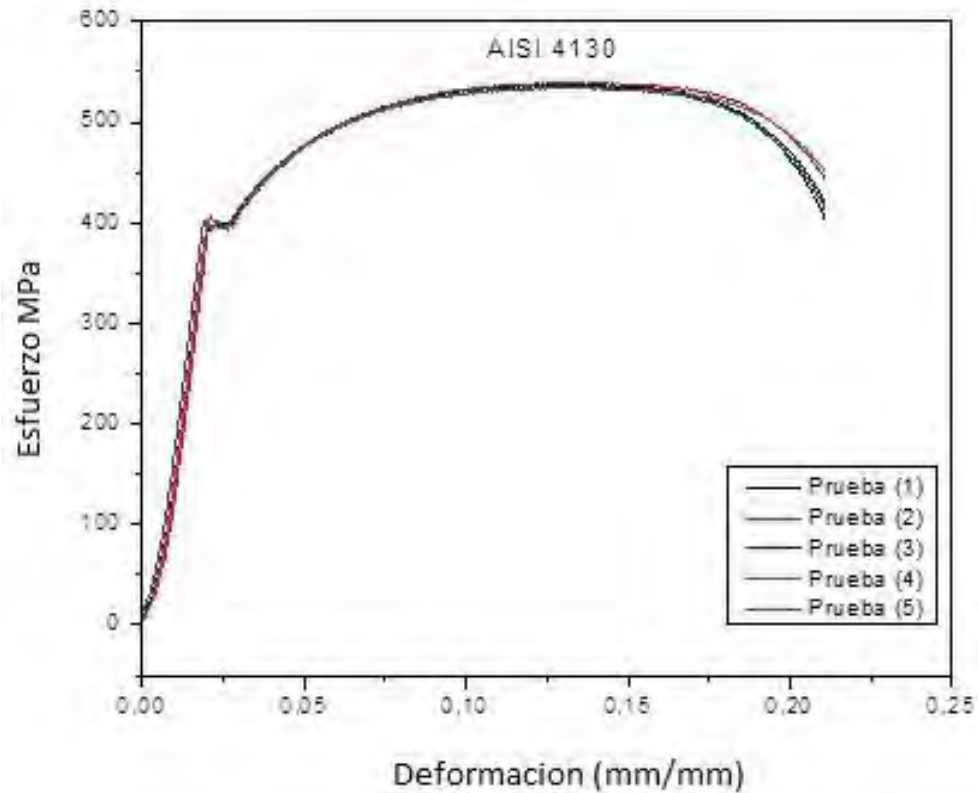
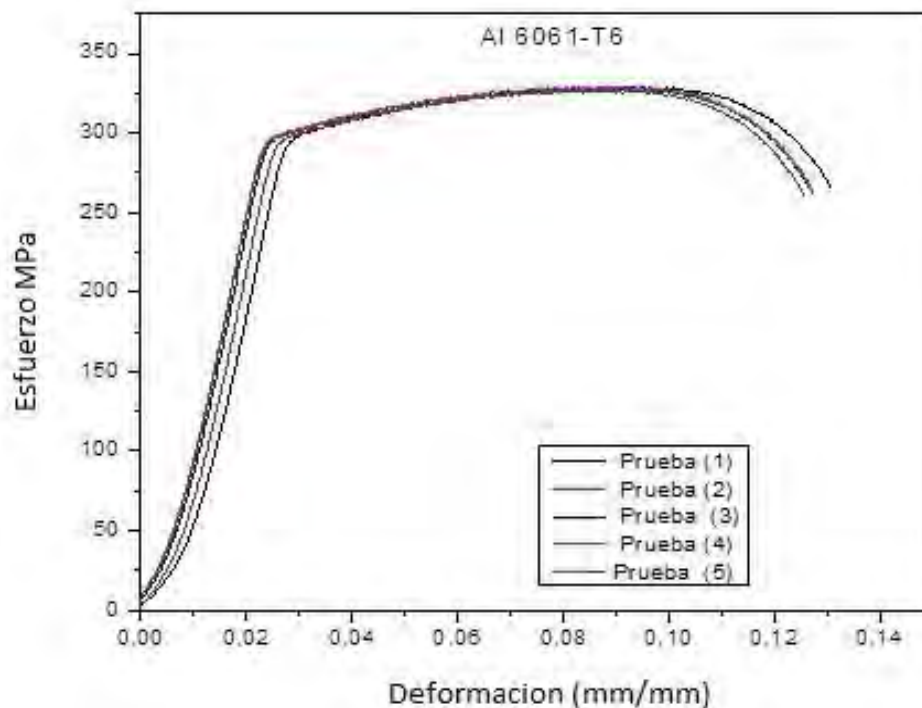


Figura 22. Grafica esfuerzo vs deformación Al 6061T6



Cuadro 7. Resultados de ensayo de tensión del aluminio 6061 T6 y Acero 4130

Aluminio 6061T6				Acero 4130			
Probeta	Esfuerzo ultimo (N/mm ²)	Esfuerzo de fluencia (N/mm ²)	Deformación máxima (mm/mm)	Probeta	Esfuerzo ultimo (N/mm ²)	Esfuerzo de fluencia (N/mm ²)	Deformación máxima (mm/mm)
1	329,07	323,98	0,1307	1	537,63	389,23	0,2107
2	328,25	319,77	0,1274	2	539,42	399,00	0,2150
3	328,94	323,99	0,1271	3	534,89	394,42	0,2129
4	329,62	318,74	0,1274	4	534,76	392,43	0,2178
5	327,43	318,93	0,1262	5	534,62	397,20	0,2110
Promedio	328,66	321,08	0,12777	Promedio	536,26	394,46	0,2135
Desviación estándar	0,84	2,68	0,00	Desviación estándar	2,16	3,86	0,00

En la figura 21 del diagrama esfuerzo-deformación del Acero 4130 se observó un punto de fluencia bien marcado seguido de altas deformaciones, lo cual es característico del acero, mientras que en el diagrama del aluminio 6061 T6 se ve una transición más suave de la zona elástica a la zona de fluencia. Pero además se puede observar que ambos materiales poseen amplias zonas de deformación plástica que los llevará a soportar grandes esfuerzos antes de llegar a la ruptura, este resultado es conveniente en los materiales aeronáuticos.

7.2.1 Esfuerzo último obtenido en el ensayo. La resistencia a la tracción o también conocida como esfuerzo último se encuentra dividiendo la máxima fuerza que resistió la probeta por el área de sección transversal original de ésta. Comparando los valores de esfuerzo último con los datos teóricos de 560 MPa para el Acero 4130 y 310 MPa para el aluminio 6061 T6, se puede determinar que estos valores son muy cercanos a los hallados experimentalmente, siendo 328,66 MPa el promedio para el aluminio 6061 T6 y 536,26 MPa para el acero 4130.^{22 23}

7.2.2 Esfuerzo de fluencia obtenido en el ensayo. Para encontrar este valor fue necesario trazar una línea paralela a la figura en la región correspondiente al 0.2% de la deformación unitaria total de la probeta estudiada. De esta forma el valor correspondiente al esfuerzo de fluencia, se encuentra en la intersección de la línea paralela y la figura esfuerzo Vs. deformación unitaria, que describe el comportamiento del material, para cada uno de los ensayos realizados.

De acuerdo a los resultados para este punto el valor promedio es de 321,08 MPa para el aluminio 6061 T6 y 394,46 MPa para el acero 4130, valores que aunque más altos se acercan a los contemplados en la literatura siendo 276 MPa para el aluminio 6061 T6 y 460 MPa para el Acero 4130.^{22 23}

²² OLIMPIADAS NACIONALES POR INTERNET-ARGENTINA. Propiedades físicas de los aceros SAE, [En línea] [Citado 22-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://www.oni.escuelas.edu.ar/olimpi2000/santa-fe-sur/ensayodemateriales/cuadro.htm>

²³ TECNIACEROS. Aluminio 6061 T6, [En línea] [Citado 22-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://www.tecniaceros.com/pdfs/aluminio.pdf>.

Considerando un factor de seguridad $n=1.5$ según las definiciones para este tipo de materiales en la aeronáutica, se aprecia que la tensión admisible debe estar por debajo de 262MPa para el acero y 214MPa para el aluminio, ver cuadro 8, comparando el trabajo de los estudiantes Diego Gallego y Diego Reina de la universidad del Cauca titulado “Análisis y cálculo estructural para una aeronave de entrenamiento primario categoría LSA, según requerimientos técnicos FAA/FAR-23” se puede aseverar que el material cumple los requerimientos de diseño con un amplio margen.

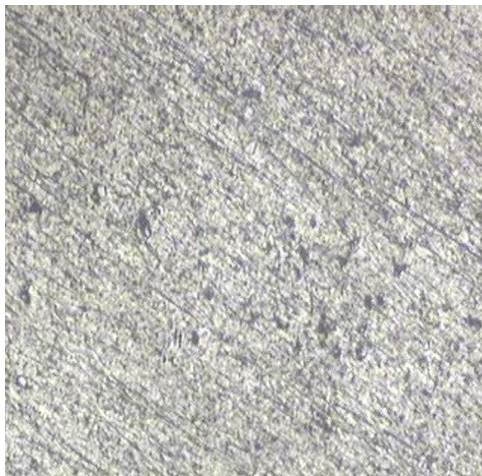
Cuadro 8. Resultados de tensión Admisible del aluminio 6061 y Acero 4130

Tensión admisible Al 6061T6 ($\sigma_{adm} = \sigma_f/n$)	214 MPa
Tensión admisible Acero 4130 ($\sigma_{adm} = \sigma_f/n$)	262 MPa

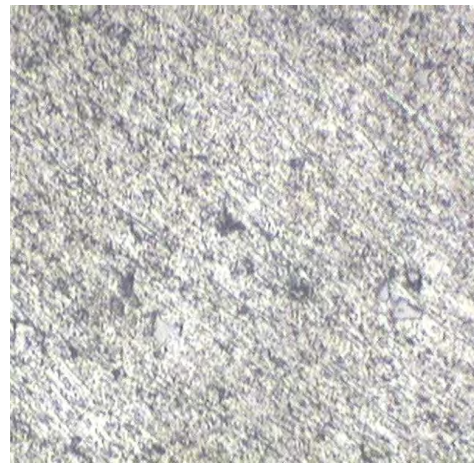
7.3 ANALISIS METALOGRAFICO

Se realizó análisis metalográfico a las probetas, de acero 4130 y a las de aluminio 6061 T6. Para develar la microestructura del acero, fue necesario atacar químicamente las muestras con Nital al 2% y las probetas de aluminio con el reactivo Keller. La observación al microscopio se realizó a aumentos de 100X, 200x y 500X; en la figura 23 se presentan las micrografías del aluminio.

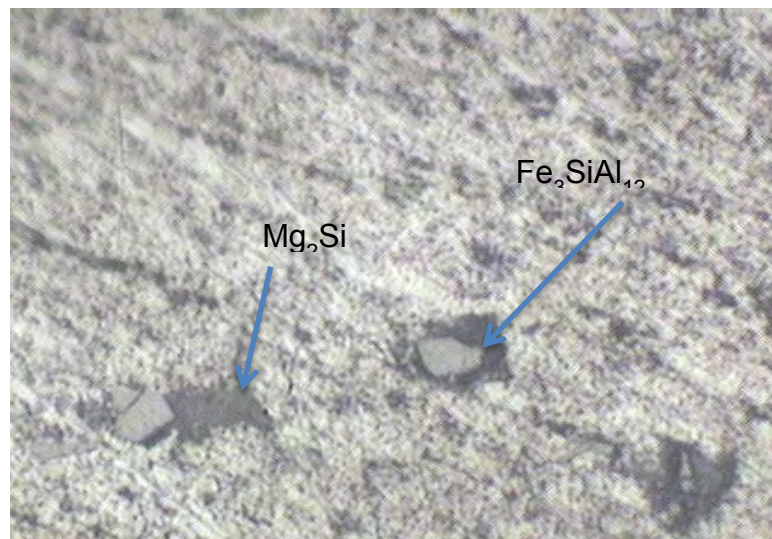
Figura 23. Estructura metalográfica del aluminio 6061 T6



a) 100x



b) 200x



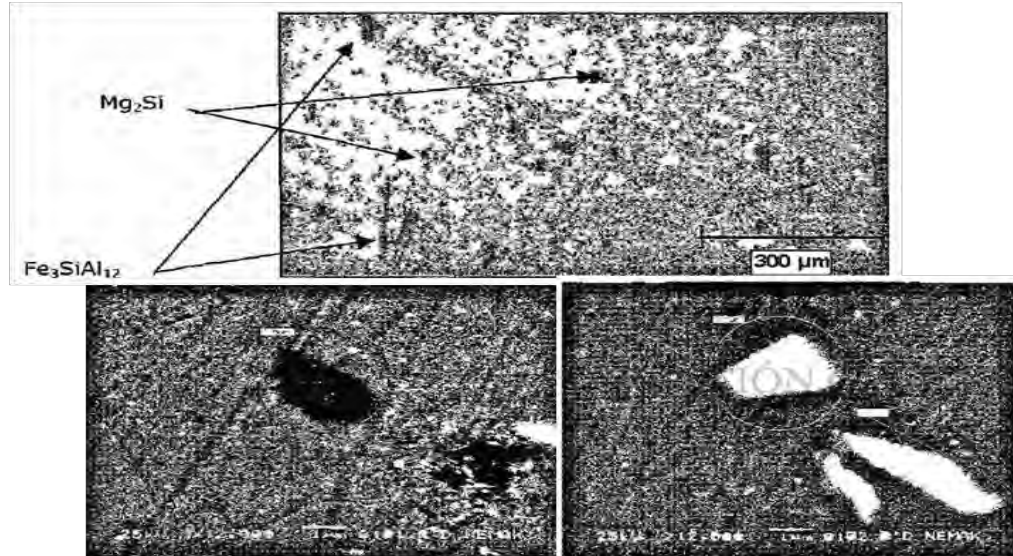
c) 500x

A aumentos de 500X se observó la presencia de partículas oscuras que por su color y tamaño se presume puede tratarse de precipitados de Mg_2Si , y precipitados de color gris que pueden atribuirse a la fase Fe_3SiAl_{12} , estas partículas son características de las aleaciones de aluminio 6061 T6 como reporta Vásquez Nancy en su trabajo de tesis sobre comportamiento a fatiga de las aleaciones de aluminio de la serie 60. ²⁴ Donde se realizó un SEM a una muestra de este mismo

²⁴VÁSQUEZ CALVILLO, Nancy Elizabeth. Metodología para el estudio de las pruebas de fatiga en una aleación trabajada de aluminio. Tesis de maestría en ciencias de ingeniería Mecánica, España, Universidad de Nuevo león. Facultad de ingeniería mecánica y eléctrica, división de estudios de postgrados. Agosto del 2004. 82 págs.

material, también se pueden observar lo mismo en el SEM que se realizó a este material. Ver figura 24 y 25

Figura 24. SEM aluminio 6061-T6



Fuente VÁSQUEZ CALVILLO, Nancy Elizabeth. Metodología para el estudio de las pruebas de fatiga en una aleación trabajada de aluminio. Tesis de maestría en ciencias de ingeniería Mecánica, España, Universidad de Nuevo león. Facultad de ingeniería mecánica y eléctrica, división de estudios de postgrados. Agosto del 2004. 82 págs

Figura 25. Microestructuras SEM Aluminio 6061 T6

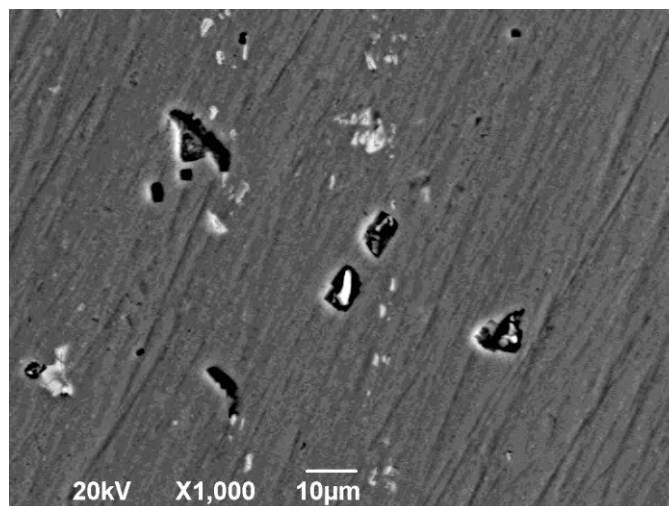
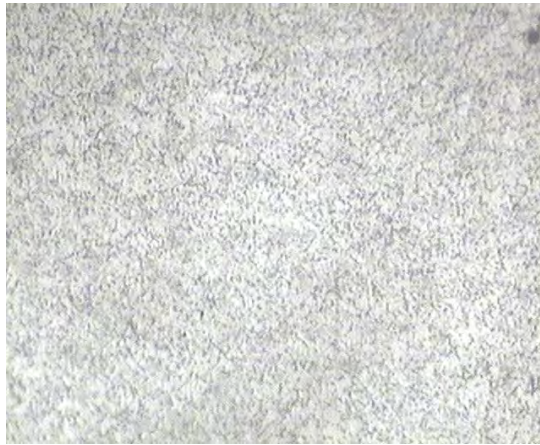
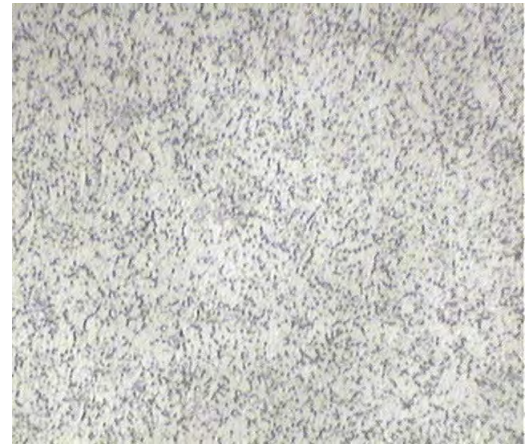


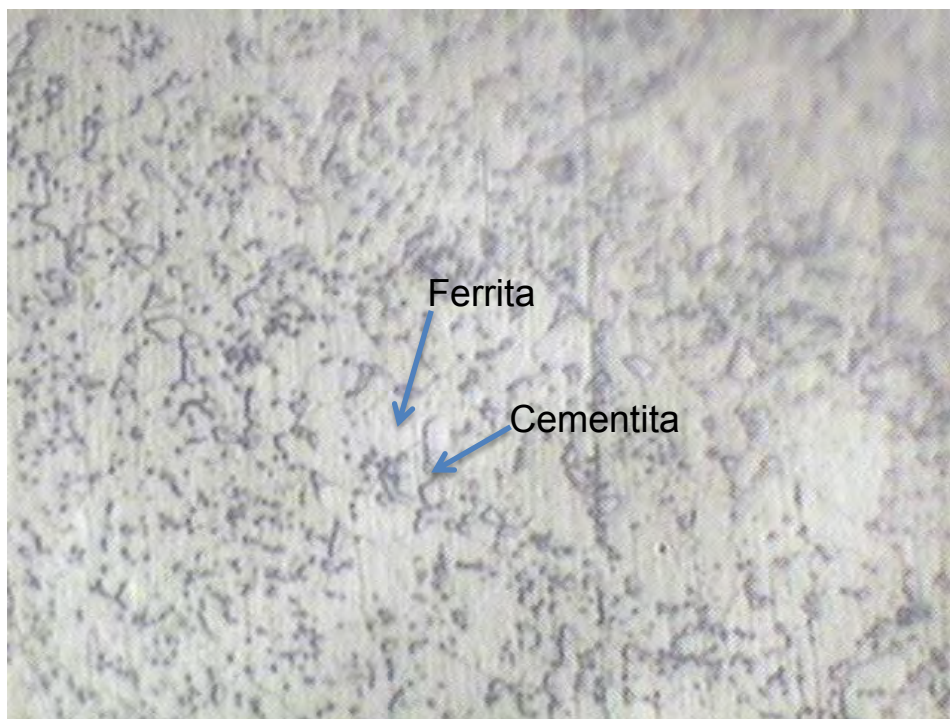
Figura 26. Micrografía del acero 4130



a) 100x



b) 200x



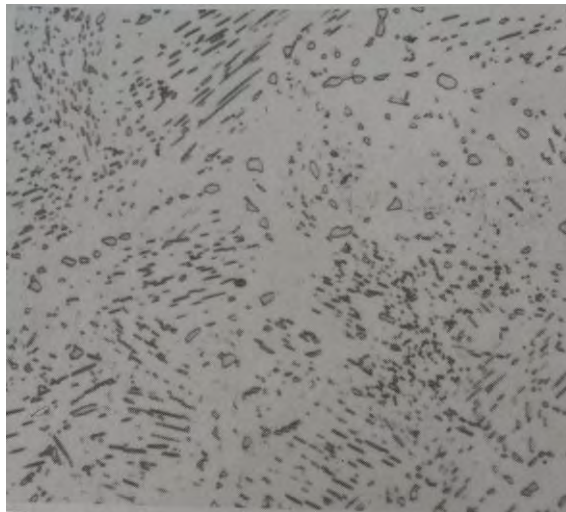
c) 500x

La figura 26 muestra las micrografías del acero donde se observan la fase ferrita y perlita característica de un acero 4130, la cementita contenida en la perlita se contrae en forma de glóbulos quedando inserta en una matriz de ferrita, lo cual es consecuencia de un tratamiento de recocido de globulización; este tratamiento térmico incrementa la resistencia a la abrasión y mejorar su maquinabilidad; la

perlita se identifica en la microestructura como las partes oscuras y la ferrita las partes claras, estos resultados concuerdan con la certificación de la empresa suministradora del acero, donde se confirma que el acero contiene un bajo porcentaje de carbono de aproximadamente 0.29 que lo clasifica como un acero hipoeutectoide. Los resultados anteriores se confirman con los datos contenidos en el libro de metalografía y tratamiento térmico de los metales, 3ª ed. y en el ASM Metal Handbook.²⁵, como podemos observar en la figura 27.

Figura 27. Carburo esferoidizado en matriz de ferrita

VANDER VOORT, George F. ASM handbook metallographic and microstructures volume 9, 1992. 1140p, pag180.



7.4 ENSAYO PIN ON DISK

El acero 4130 y el aluminio 6161 T6 fueron sometidos a prueba de *Pin on disk* para determinar la resistencia al desgaste. Este ensayo fue realizado en condiciones de no lubricación (Aire), y cada uno de los discos del aluminio 6061 T6 y Acero 4130 fueron probados contra una esfera de 6 mm de Acero AISI 52 endurecido. En el cuadro 9 se presentan los parámetros utilizados para realizar la prueba de desgaste, y en el cuadro 10 las condiciones de operación del ensayo.

²⁵VANDER VOORT, George F. ASM handbook metallographic and microstructures volume 9, 1992. 1140 pags.

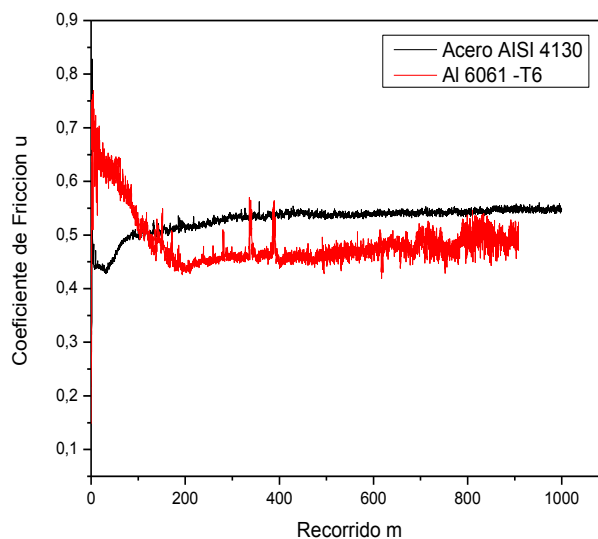
Cuadro 9. Parámetros de ensayo Pin on disk en Al 6061 T6 y Acero 4130

Parámetros	Aluminio 6061-T6	Acero 4130
Carga (N)	10	10
Recorrido (m)	1000	1000
Velocidad (rpm)	200	200

Cuadro 10. Condiciones de Operación de ensayo Pin on disk en Al 6061 T6 y Acero 4130

Condiciones de Operación	Aluminio 6061-T6	Acero 4130
Ciclos (rev)	28937	31815
Tiempo (s)	8678	9610

Figura 28. Coeficiente de fricción vs recorrido para el Al 6061T6 y el Acero 4130



En la figura 28 se muestra la gráfica de coeficiente de fricción versus recorrido para los dos tipos de materiales, se observa un mayor coeficiente de fricción para el acero 4130 con respecto al aluminio 6061T6. Este resultado es de esperarse, teniendo en cuenta que el par tribológico acero-acero ofrece mayor resistencia entre si mientras que para el par acero-aluminio, el acero con mayor dureza superficial encuentra menor resistencia en la superficie del aluminio.²⁶ Además el coeficiente de fricción disminuye por el acabado que presenta la probeta de aluminio y el contenido de magnesio ²⁷. También puede observarse en el grafico que la medición de rugosidad en el par tribológico acero - aluminio presenta más variaciones a través del recorrido que la del acero-acero, esto se puede atribuir al fenómeno de transferencia de material blando a un material duro, que ocurre durante la dinámica de pin on disk, como se concluye en el artículo de investigación de Pradeep L. Menezes et all.²⁸

Cuadro 11. Resultados ensayo de desgaste para el Al6061-T6 y acero 4130

Ensayos	Pérdida de Masa	
	Acero 4130	Aluminio 6061T6
1	0,0249	0,0137
2	0,3834	0,0109
3	0,0059	0,0107
Promedio	0,1381	0,0118
Desviación Estándar	0,2127	0,0017

En el cuadro 11 se observa que hay una mayor pérdida de masa en la muestras de acero 4130 en relación con el aluminio, esto se debe a que durante la dinámica de Pin on disk el aluminio 6061T6 al ser un material más dúctil que el balín de acero, presento una deformación plástica, donde parte del material es alojado a ambos lado del surco de desgaste, mientras que en el acero 4130, se presenta

²⁶ NORTON Robert L. Diseño de máquinas, 1^{ra} edición, Pretince Hall, mexico, 1999, 1080 pág, 476 págs.

²⁷ ECHAVARRÍA, Alejandro y ORREGO, Gustavo Adriano. Metalurgia básica de algunas aleaciones de aluminio extruidas o laminadas. Artículo Ingeniería de Materiales CIDEMAT, Medellín , Universidad de Antioquia, Investigador SIU

²⁸ MENEZES Pradeep L., KAILAS Kishore, Satish V. Influence of surface texture and roughness parameters on friction and transfer layer formation during sliding of aluminium pin on steel plate En : Wear, Volume 267, Issues 9–10, 9 September 2009, Pages 1534-1549

abrasión de la superficie dura del material que provoca un mayor desgaste.(ver figuras de la 29 a la 32)

Figura 29. Fotografía Huella de desgaste aluminio 6061 T6



Figura 30. Fotografía Huella de desgaste Acero 4130

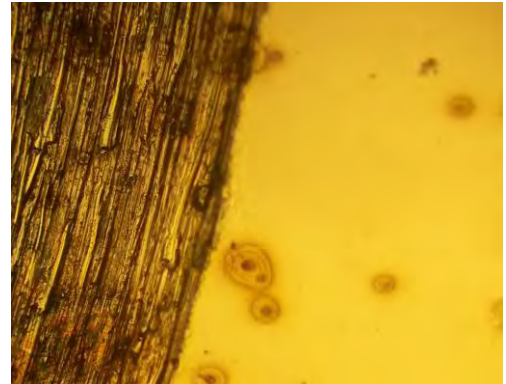


Figura 31. SEM Huella de desgaste aluminio 6061 T6

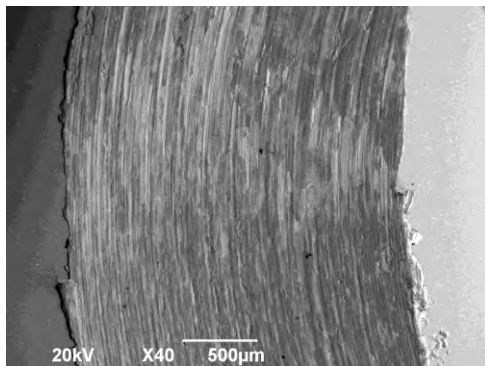
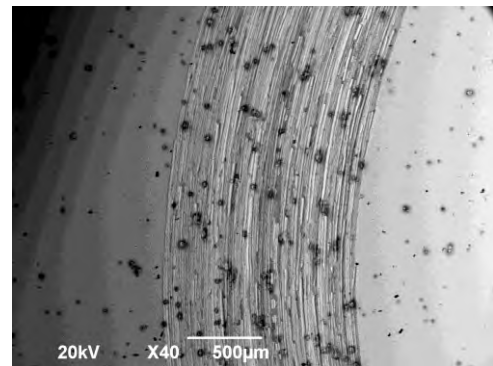


Figura 32. SEM Huella de desgaste aluminio 4130



Los valores de coeficiente de fricción obtenidos para los dos materiales, aluminio 0.49 y acero 0.53 en la etapa de experimentación están muy cercanos a los valores teóricos ²⁹reportados para coeficientes de fricción entre aluminio/acero y acero/acero, estos valores teóricos son de 0.47 para el aluminio y 0.57 para el acero.

²⁹ZEMANSKY Sears, FREDMAN Young, Física Universitaria - 11 Ed.

7.5 ENSAYO EROSION CORROSION

Los materiales se sometieron a prueba de corrosión – erosión, con el fin de determinar su resistencia ante agentes que los atacan. Los resultados de la pérdida de masa de las probetas ensayadas se muestran en los cuadros 12 y 13 para cada una de las probetas.

Cuadro 12. Pérdida de masa Acero 4130

Acero 4130	Peso de la probeta (g) Angulo de impacto 90° Tiempo 3 horas		
	Antes de la prueba	Después de la prueba	Desgaste
Probeta 1	7,134	7,0996	0,0344
Probeta 2	7,1901	7,0497	0,1404
Probeta 3	7,1658	7,1034	0,0624
Promedio	7,1633	7,0842	0,0791
Desviación estándar (1SD)	0,0281	0,0300	0,0549

Cuadro 13. Pérdida de masa Aluminio 6061 T6

Aluminio 6061 T6	Peso de la probeta (g) Angulo de impacto 90° Tiempo 3 horas		
	Antes de la prueba	Después de la prueba	Desgaste
Probeta 1	2,5425	2,4626	0,0799
Probeta 2	2,7985	2,4479	0,3506
Probeta 3	2,4814	2,455	0,0264
Promedio	2,6075	2,4552	0,1523
Desviación estándar (1SD)	0,1682	0,0074	0,1738

La pérdida de masa fue mayor en las probetas de aluminio 6061-T6 en comparación con las muestras de acero debido a que la dureza del aluminio es menor; también se observa en las fotografías de las figuras 33 y 34 que el aluminio

presenta unos surcos más definidos donde se presenta el desgaste de la probeta, y su superficie más rugosa, debido al impacto del chorro de agua con partículas de sílice, mientras que el acero aunque presenta desgaste no muestra cambio en la rugosidad de su superficie, aunque este más afectado por la corrosión.

Figura 33. Probetas Aluminio después del ensayo de erosión – corrosión



Figura 34. Probetas Acero después del ensayo de erosión – corrosión



En el aluminio el mecanismo básico que conduce a la pérdida de masa fue la fractura dúctil de crestas formados en la superficie erosionada. En presencia de sustancias corrosivas, sin embargo, la pérdida de masa es realizada por el agrietamiento de las crestas inducidas por el esfuerzo y la corrosión.³⁰

³⁰ ROBERGE Pierre R, PhD. Corrosión en aluminio, [En línea] [Citado 24-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://corrosion-doctors.org/MatSelect/corralumin.htm>.

En las probetas de aluminio, entre los surcos del desgaste se denota la presencia de formación de una película delgada de óxido de aluminio que se crea en las zonas erosionadas por el impacto del chorro de agua con partículas de sílice. La resistencia a la corrosión de aluminio depende de esta película de óxido protectora que es estable en medio acuoso cuando el pH se encuentra entre 4,0 y 8,5. La película de óxido es de auto-renovación natural y la abrasión accidental u otros daños mecánicos de la película en la superficie se reparan rápidamente. Las condiciones que favorecen la corrosión del aluminio y sus aleaciones, por lo tanto, deben ser aquellos que al desgastar continuamente la película de forma mecánica promover condiciones que localmente degradan la capa de óxido protectora y minimizan la disponibilidad de oxígeno para reconstruirlo.³¹

7.6 ENSAYO DE FATIGA

El ensayo de fatiga no se realizó a los materiales, debido a que los equipos disponibles para estas pruebas ubicados en los laboratorios de la universidad Autónoma de Occidente y en la Universidad del Valle, se encuentran fuera de servicio debido a fallas técnicas que no ha sido posible reparar desde hace más de 1 año.

Se tomó la decisión de realizar el ensayo de fatiga por simulación mediante el software Solid Work, este trabajo fue realizado por los estudiantes de la universidad del Cauca en el marco del proyecto que se realizó en conjunto, titulado “Validación de materiales y métodos de construcción para una aeronave de entrenamiento primario categoría LSA, según requerimientos técnicos FAA/FAR-23 “. Los datos para realizar la simulación fueron suministrados y extraídos del presente trabajo, estos datos se registran en el cuadro 14.

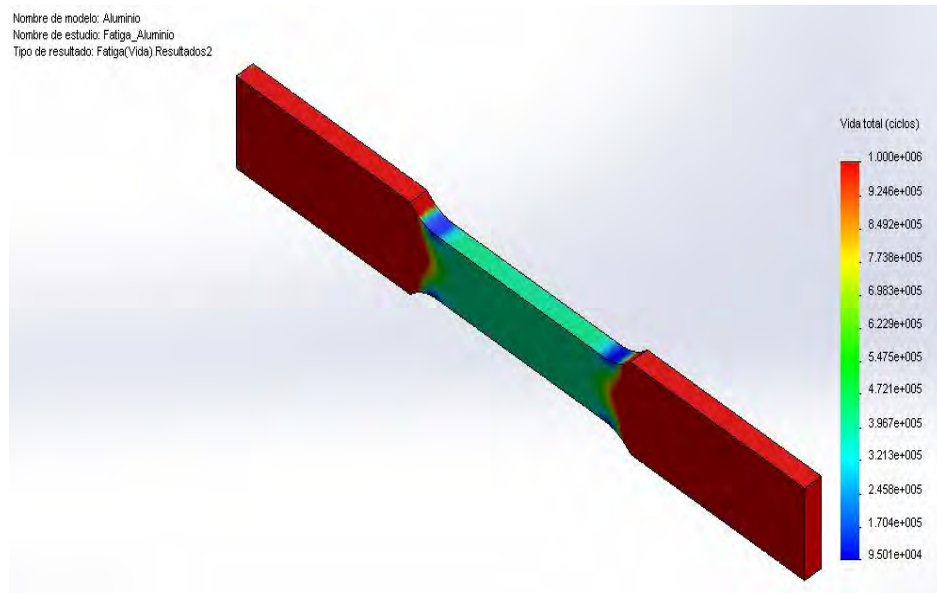
³¹BURSTEIN Y. Li, G.T. HUTCHINGS ,I.M. The influence of corrosion on the erosion of aluminium by aqueous silica slurries, [En línea] Enero 1995 [Citado 24-Agosto-2013] Disponible en Internet: http://www.researchgate.net/publication/222801500_The_influence_of_corrosion_on_the_erosion_of_aluminium_by_aqueous_silica_slurries-

Cuadro 14. Condiciones y parámetros para simulación de Fatiga

Parámetros	Aluminio 6061 T6	Acero 4130
Relación de $R = (S_{\min} / S_{\max})$	-1	-1
Esfuerzo ultimo S_u (MPa)	328,66	536,26
Porcentaje de prueba T (%)	0,24	0,5
Esfuerzo máximo $S_{\max} = T * S_u$ (MPa)	81.55	268,13
Esfuerzo mínimo $S_{\min} = R * S_u$ (MPa)	- 81.55	-268,13
Tensión máxima $T_{\max} = S_{\max} * A$ (N)	5089	16624

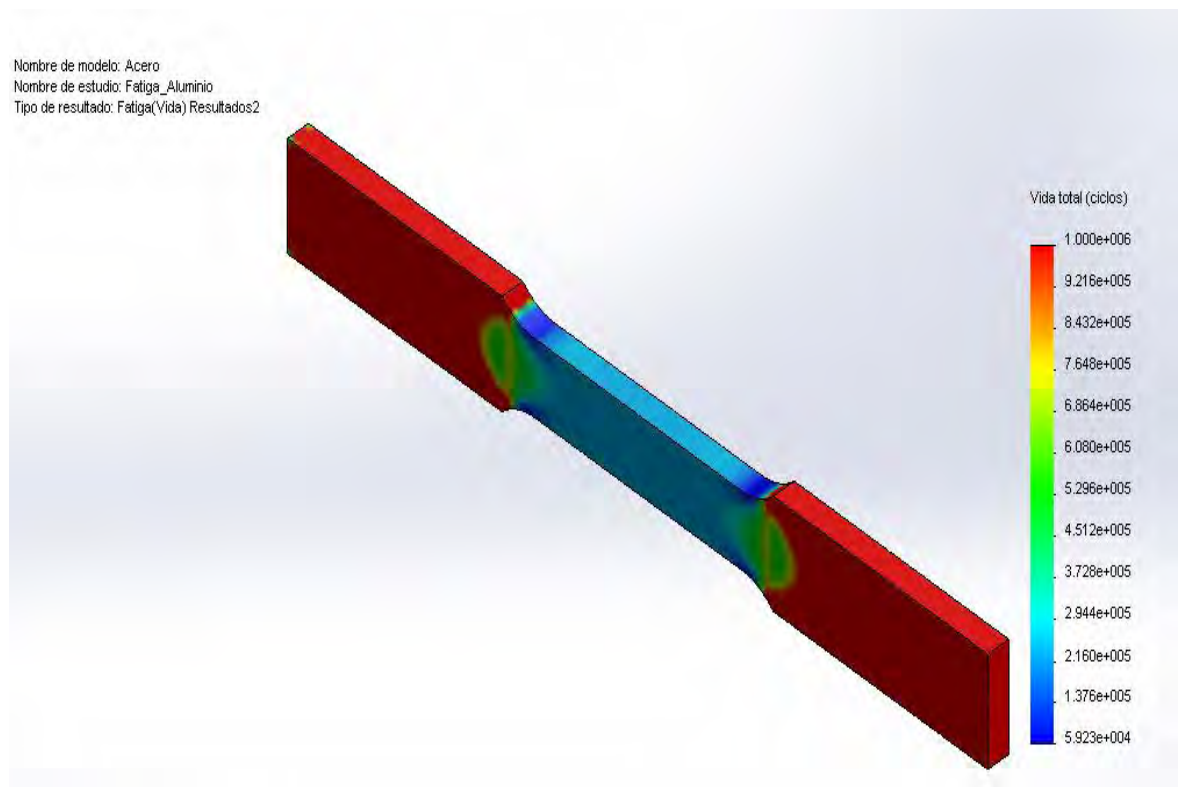
De acuerdo a los datos obtenidos en la simulación de fatiga, en el caso del aluminio 6061 T6 , debido a la geometría de la probeta se observó un rango de falla que va de un valor mínimo $9,5 \times 10^4$ en la zonas de reducción de área y un valor máximo de 1×10^6 ciclos en las partes donde se sujeta la probeta, mientras que en la zona media donde se está estudiando la probeta muestra un valor promedio de 7×10^5 ciclos. Este es un valor estimativo teniendo en cuenta que los esfuerzos a los que van a ser sometido las diferentes estructuras del avión son mucho menores y el avión va a tener un tiempo de operación aproximado de 10 años con un ciclo de revisión y mantenimiento para cada vuelo; por lo cual se puede considerar como un valor alto de vida en fatiga para este material. Estos valores se presentan en la figura 35.

Figura 35. Resultado simulación de Fatiga aluminio 6061T6



En el caso del acero 4130 al igual que con la probetas de aluminio se observó un rango de falla que va de un valor mínimo 5.92×10^4 en la zonas de reducción de área y un valor máximo de 1×10^6 ciclos en las partes donde se sujeta la probeta, mientras que en la zona media donde se está estudiando la probeta muestra un valor promedio de $3,7 \times 10^5$ ciclos; Este es un valor estimativo teniendo en cuenta que los esfuerzos a los que van a ser sometido las diferentes estructuras del avión son mucho menores y va tener un tiempo de operación aproximado de 10 años con un ciclo de revisión y mantenimiento para cada vuelo; por lo cual se puede considera como un valor alto de vida en fatiga para este material. Estos valores se presentan en la figura 36.

Figura 36. Resultado simulación de Fatiga Acero 4130



Los resultados completos de la simulación a fatiga de los dos materiales se encuentran en el anexo 1 y 2 de este trabajo.

8. SOCIALIZACIÓN DEL TRABAJO

Los resultados de este trabajo fueron inicialmente socializados en calidad de ponencia, durante el X encuentro de Semilleros de investigación Nodo Valle del Cauca, que se realizó en la Universidad Autónoma de Occidente, los días 9 y 10 de mayo del 2013. El certificado de participación se encuentra en el anexo 3 de este documento.

También se participó con este trabajo de grado como expositor, en el encuentro denominado jueves de Mecánica, que se realizó en la Universidad Autónoma de Occidente, el día 14 de noviembre del 2013.

Próximamente se presentara el XI encuentro Departamental de Semillero de Investigación Nodo Valle del Cauca, realizado en la universidad del Valle sede Tuluá, los días 15 y 16 de mayo del 2014.

Los resultados finales de este trabajo fueron entregados a los estudiantes de la universidad del cauca para ser parte de su trabajo de tesis “Validación de materiales y métodos de construcción para una aeronave de entrenamiento primario categoría Isa, según requerimientos técnicos FAA/FAR-23”

9. CONCLUSIONES

Se validaron los materiales Aeronáuticos, Aluminio 6061 T6 y Acero 4130 mediante ensayos mecánicos para cumplir las recomendaciones de la FAA/FAR 23, y se comprobó la idoneidad de los mismos en la fabricación de Aeronaves tipo LSA.

Las propiedades mecánicas y la micro estructura de los materiales analizados en este trabajo coincide con datos reportados en la literatura, por lo cual la metodología utilizada dentro de este proyecto, para cada una de las pruebas se considera adecuada.

Las pruebas de dureza y el análisis metalográfico permitieron comprobar la veracidad del material suministrado y el tratamiento térmico que poseen.

Mientras que los valores obtenidos en la prueba de tensión para cada material, divididos por un factor de seguridad de 1,5 (para tensión admisible en materiales aeronáuticos), concluyen que el aluminio 6061 T6 y el acero 4130 cumplen con los requerimientos de diseño en un amplio margen, de acuerdo a los valores entregados en la etapa 2 del proyecto “Análisis y cálculo estructural para una aeronave de entrenamiento primario categoría LSA, según requerimientos técnicos FAA/FAR-23”.

Por medio de la prueba de *pin o disk* se verificaron los coeficientes de fricción para ambos materiales, con un margen de diferencia menor de 8%, se aceptan como válidos para la comprobación de los materiales.

Las simulaciones de fatiga realizadas en el acero y el aluminio, permitieron prever un valor alto de vida en fatiga de 7×10^5 ciclos para el Al 6061 T6 y $3,7 \times 10^5$ ciclos para el acero, que se considera aceptable en estos materiales utilizados en la fabricación de aeronaves.

BIBLIOGRAFIA

BOLAÑOS ARBELÁEZ, Carlos Andrés. Caracterización de las propiedades mecánicas en materiales compuestos tipo sándwich para posible aplicación como fuselaje del avión X-01 FAC. (TESIS) ,Cali, Universidad del Valle, Ingeniería Mecánica, 2006

CALLISTER D. Introducción a la Ciencia e Ingeniería de los Materiales. Vol. 2. México: Editorial Reverté S.A. 1996. 721p.

DANAEE I, M. KHOMAMI Niknejad, ATTAR A.A. Corrosion behavior of AISI 4130 steel alloy in ethylene glycol–water mixture in presence of molybdate En : Materials Chemistry and Physics, Volume 135, Issues 2–3, 15 August 2012, Pages 658-667

ECHAVARRÍA, Alejandro y ORREGO, Gustavo Adriano. Metalurgia básica de algunas aleaciones de aluminio extruidas o laminadas. Artículo Ingeniería de Materiales CIDEMAT, Medellín , Universidad de Antioquia, Investigador SIU

Escuela de Mecánica, Que es la FAA, [En línea]. [Citado 28-Septiembre-2013]. Disponible en Internet:<http://www.escuelasmecanica.com/que-es-faa.html>

FABARA HERNANDEZ, Karen Viviana y VASQUEZ GONZALEZ, Edinson Fabian. Validación de materiales y métodos de construcción para una aeronave de entrenamiento primario categoría LSA según requerimientos técnicos FAA/FAR-23. Tesis Ingeniería Física. Popayán. Universidad del Cauca. Facultad de ciencias exactas y de la educación. Departamento de Física. 2013. 74p

Gizmo- Pérez Jara David. Materiales Aeronáuticos. [En línea]. Fecha [Citado 20-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Materiales Aeronauticos.htm>.

LI Y, BURSTEIN G.T, HUTCHINGS I.M. The influence of corrosion on the erosion of aluminium by aqueous silica slurries En: Wear, Volumes 186–187, Part 2, August 1995, Pages 515-522

Lucero Daniel. Aceros utilizados en construcción de aviones livianos. [En línea]. Fecha [Citado 20-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://www.aeroforo.com/archive/index.php/t-15828.html>.

MACMASTER F.J., CHAN K.S., BERGSMA S.C., KASSNER M.E.. Aluminum alloy 6069 part II: fracture toughness of 6061-T6 and 6069-T6 Original Research Article En: Materials Science and Engineering: A, Volume 289, Issues 1–2, 30 September 2000, Pages 54-59

Metalografía y tratamiento térmico de los metales (3ª ed.) Yum. Lajtin , mir editorial, 1973

OLIMPIADAS NACIONALES POR INTERNET-ARGENTINA. Propiedades físicas de los aceros SAE, [En línea] [Citado 22-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://www.oni.escuelas.edu.ar/olimpi2000/santa-fe-sur/> ensayo de materiales /

OÑATE, Antonio Esteban. LAS AERONAVES Y SUS MATERIALES, 1ª edición, THOMSON PARANINFO, S.A., 1991, 192 pags

PARK LeeJu, HYUNG Won Kim, JE DOO Yoo, LEE, Chong Soo, PARK Kyung-Tae. Tensile failure of 4130 steel having different ultrafine grained structures. En : Materials Science and Engineering: A, Volume 527, Issue 3, 15 January 2010, Pages 645-651

Periódico La república, Sabía usted que la industria aeronáutica.[En línea][Citado 20-Agosto-2013]artículo disponible en internet <http://www.fedebiocombustibles.com/v3/nota-web-id-376.htm>

ROBERGE Pierre R, PhD,. Corrosión en aluminio, [En línea] [Citado 24-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://corrosion-doctors.org/MatSelect/corralumin.htm>.

SÁNCHEZ-SANTANA U., RUBIO-GONZÁLEZ C., G. Mesmacque, AMROUCHE A. Effect of fatigue damage on the dynamic tensile behavior of 6061-T6 aluminum alloy and AISI 4140T steel Original En: International Journal of Fatigue, Volume 31, Issues 11–12, November–December 2009, Pages 1928-1937

SANDERS, Robert E. Jr. Technology Innovation in Aluminum Products [En línea]. 2001 [Citado 20-Septiembre-2013]. Disponible en Internet: <http://www.tms.org/pubs/journals/jom/0102/sanders-0102.html>

SCHEURING J. N., GRANDT A. F. Mechanical Properties of Aircraft Materials Subjected to Long Periods of Service Usage.. School of Aeronautics and Astronautics, Purdue University, West Lafayette, IN 47907-1282. *J. Eng. Mater. Technol.* 119(4), 380-386 (Oct 01, 1997) (7 pages);

STURLA, Antonio E. Tratamientos térmicos y termoquímicos de los aceros y de las fundiciones, En: Ediciones Técnicas Internacionales, volumen 1, 1973, 373p

SUMINOAXEROS, Especificaciones técnicas acero ASTM 4130. [En línea] [Citado 28-Agosto-2013]. Disponible en Internet: http://www.suminoxaceros.com/suminox_co/especificaciones/16-%204130.pdf cuadro.htm

TECNIACEROS. Aluminio 6061 T6, [En línea] [Citado 22-Agosto-2013]. Disponible en Internet: <http://www.tecniaceros.com/pdfs/aluminio.pdf>.

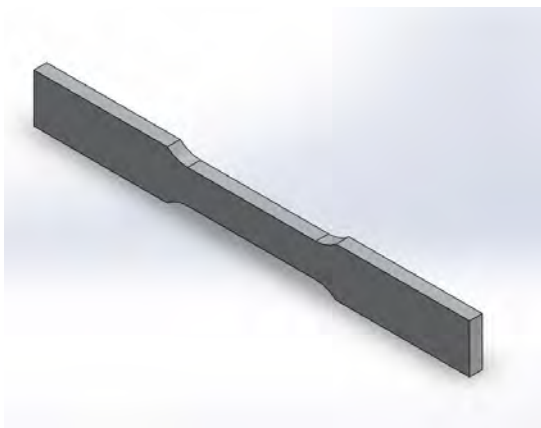
VANDER VOORT, George F. ASM handbook metallographic and microstructures volume 9, 1992. 1140 pags.

VÁSQUEZ CALVILLO, Nancy Elizabeth. Metodología para el estudio de las pruebas de fatiga en una aleación trabajada de aluminio. Tesis de maestría en ciencias de ingeniería Mecánica, España, Universidad de Nuevo león. Facultad de ingeniería mecánica y eléctrica, división de estudios de postgrados. Agosto del 2004. 82p

WIKIPEDIA, Federal Aviation Regulations, [En línea] [Citado 20-Septiembre-2013]. Disponible en Internet: http://en.wikipedia.org/wiki/Federal_Aviation_Regulations disponible en internet :
ZEMANSKY Sears, FREDMAN Young, , Física Universitaria - 11 Ed.

ANEXOS

ANEXO A. Simulación aluminio 6061 T6



Descripción

Análisis de fatiga para una aleación de aluminio 6061-T6

Fuerza aplicada: 5089 N

Ciclos: 10'000.000

Simulación de Aluminio

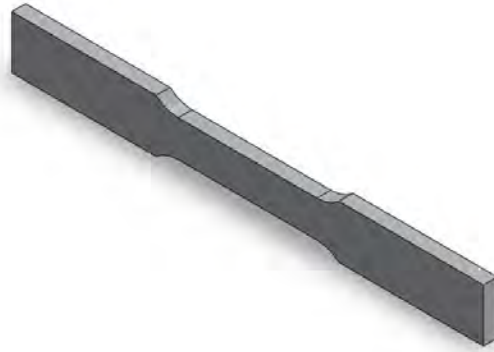
Fecha: sábado, 12 de octubre de 2013

Diseñador: Karen Fabara & Fabián Vásquez

Nombre de estudio: Fatiga de Aluminio

Tipo de análisis: Fatiga (Amplitud constante)

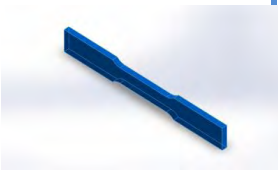
Información de modelo

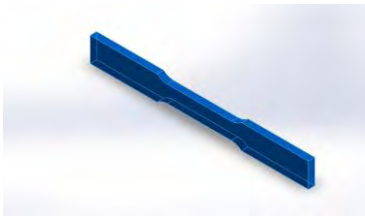


Nombre del modelo: Aluminio

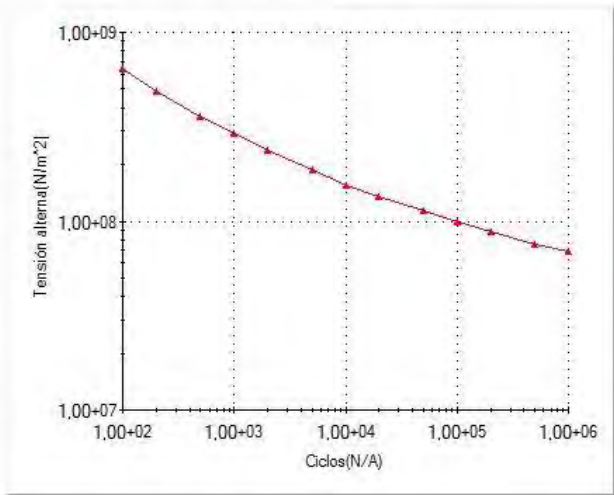
Configuración actual: Predeterminado

Sólidos

Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas	Ruta al documento/Fecha de modificación
<p>Cortar-Extruir2</p> 	Sólido	<p>Masa: 0.0386738 kg</p> <p>Volumen: 1.43236e-005 m³</p> <p>Densidad: 2700 kg/m³</p> <p>Peso: 0.379003 N</p>	<p>D:\Mis Documentos\SolidWorks\ENSAYOS_Cali\Aluminio.SLDPRT</p> <p>Oct 12 19:28:19 2013</p>

Referencia de modelo	Propiedades	Componentes
	Nombre: 6061-T6 (SS)	Sólido 1(Cortar-Extruir2)(Aluminio)
	Tipo de modelo: Isotrópico elástico lineal	
	Criterio de error predeterminado: Tensión máxima de von Mises	

Datos de curva:



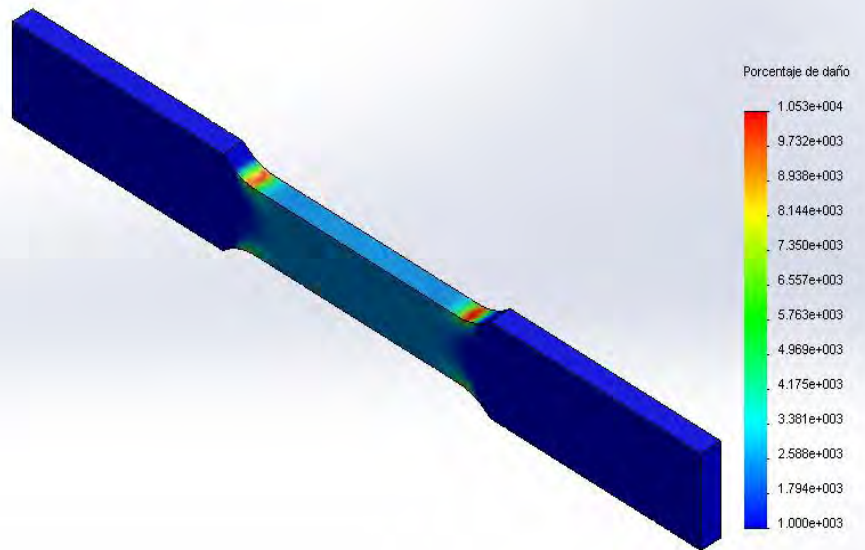
0.0

Curva SN

Resultados del estudio

Nombre	Tipo	Mín.	Máy.
Resultados1	Daño acumulado	1000	10525.4
		Nodo: 1	Nodo: 24603

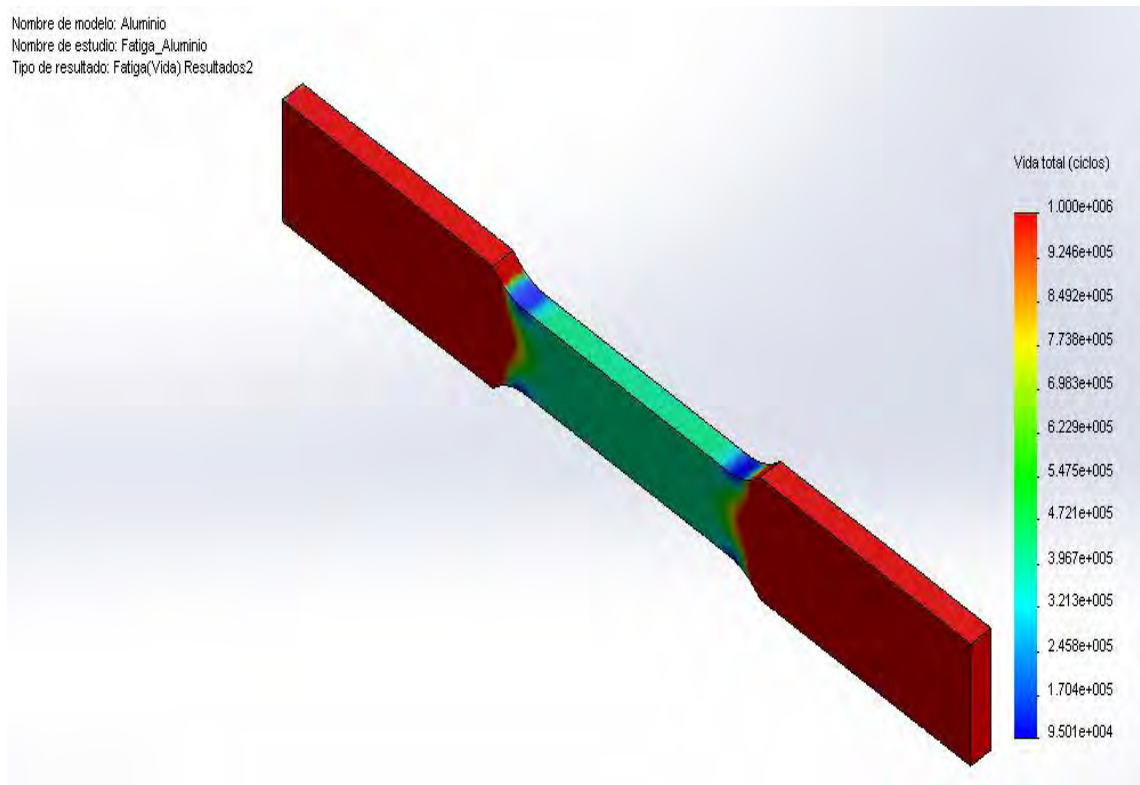
Nombre de modelo: Aluminio
Nombre de estudio: Fatiga_Aluminio
Tipo de resultado: Fatiga(Daño) Resultados1



Resultados1 Fatiga aluminio

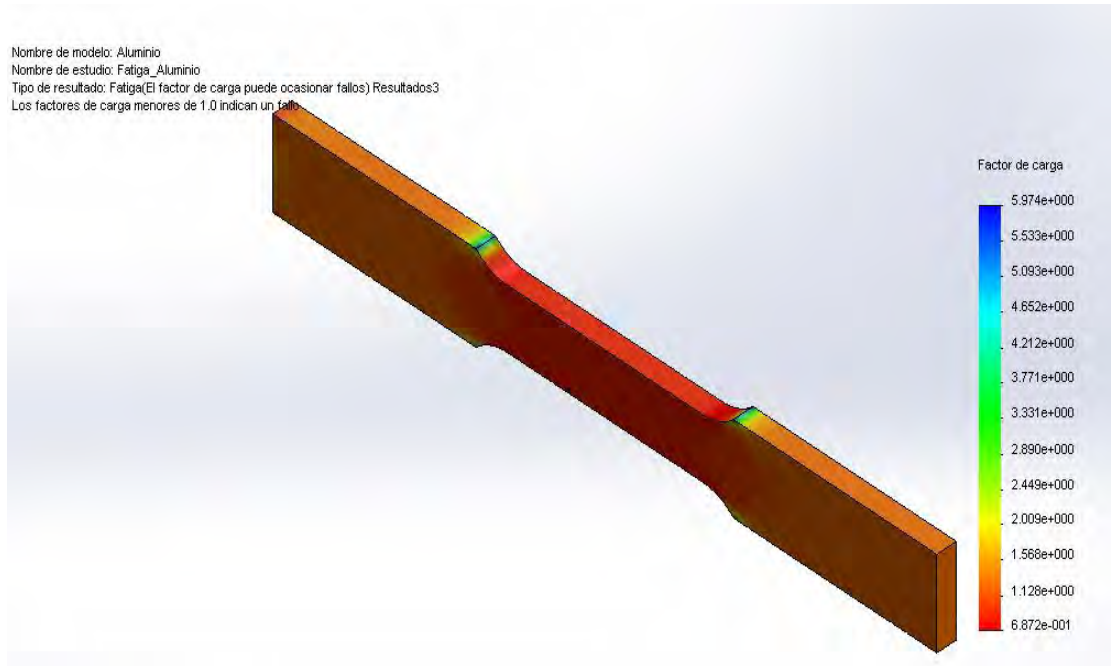
Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Resultados2	Vida total	95007.8 ciclos Nodo: 24603	1e+006 ciclos Nodo: 1

Nombre de modelo: Aluminio
Nombre de estudio: Fatiga_Aluminio
Tipo de resultado: Fatiga(Vida) Resultados2



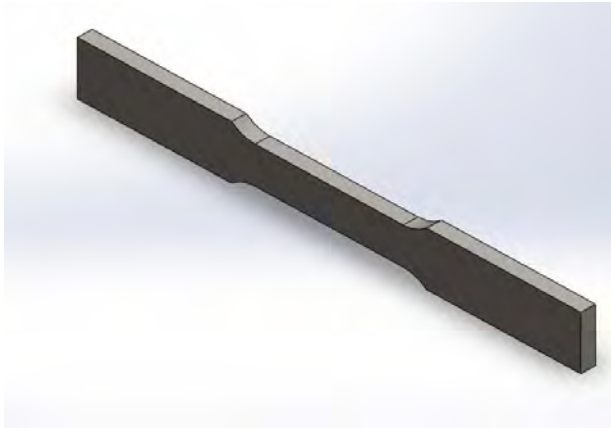
Resultados2 Fatiga aluminio

Nombre	Tipo	Mín.	Máy.
Resultados3	Factor de carga	0.687177	5.97402
		Nodo: 24603	Nodo: 21408



Resultados3 Fatiga aluminio

ANEXO B. Simulación acero 4130



Descripción

Análisis de fatiga para el acero 4130:

Carga aplicada: 16624 N

Ciclos: 10'000.000

Simulación de Acero

Fecha: sábado, 12 de octubre de 2013

Diseñador: Karen Fabara & Fabián Vásquez

Nombre de estudio: Fatiga de Acero 4130

Tipo de análisis: Fatiga (Amplitud constante)

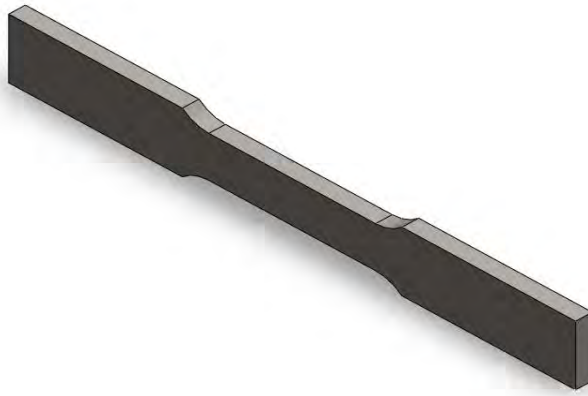
Cuadro de contenido

Descripción 63

Información de modelo 64

Resultados del estudio ¡Error! Marcador no definido.6

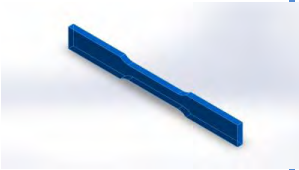
Información de modelo

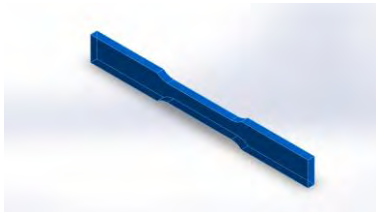


Nombre del modelo: Acero

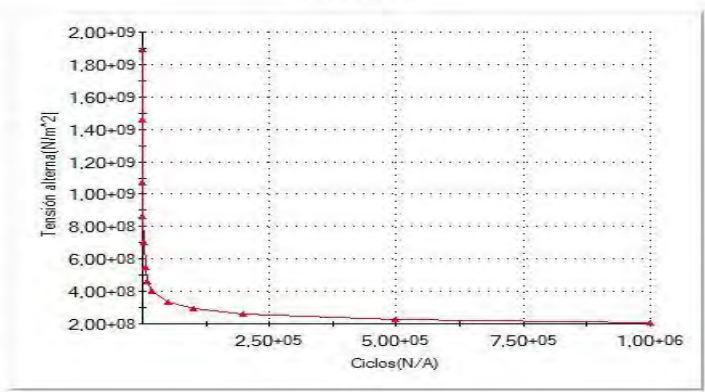
Configuración actual: Predeterminado

Sólidos

Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas	Ruta al documento/Fecha de modificación
<p>Cortar-Extruir2</p> 	Sólido	<p>Masa: 0.11244 kg</p> <p>Volumen: 1.43236e-005 m³</p> <p>Densidad: 7850 kg/m³</p> <p>Peso: 1.10192 N</p>	<p>D:\Mis Documentos\SolidWorks\ENSAYOS_Cali\Acero.SLDPRT</p> <p>Oct 12 23:07:56 2013</p>

Referencia de modelo	Propiedades		Componentes	
	Nombre:	AISI 4130 Acero normalizado a 870C	Sólido 1(Cortar-Extruir2)(Acero)	
	Tipo de modelo:	Isotrópico elástico lineal		
	Criterio de error predeterminado:	Tensión máxima de Von Mises		

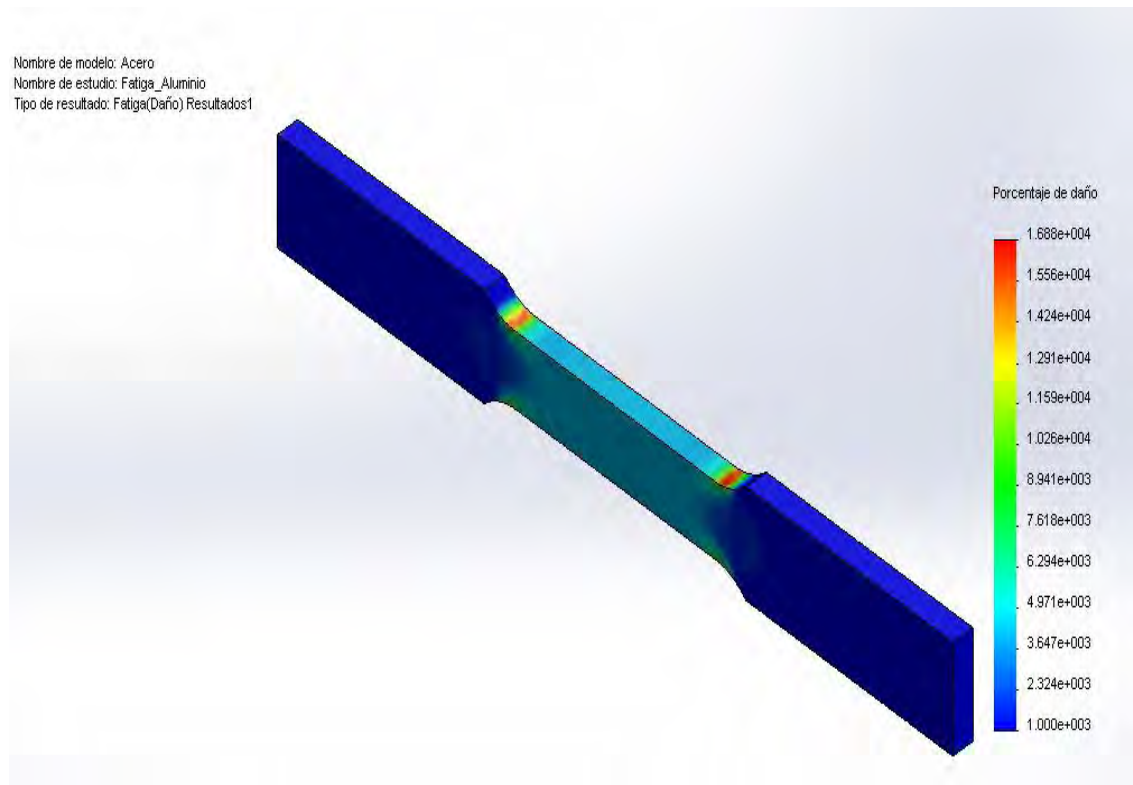
Datos de curva:



Curva SN

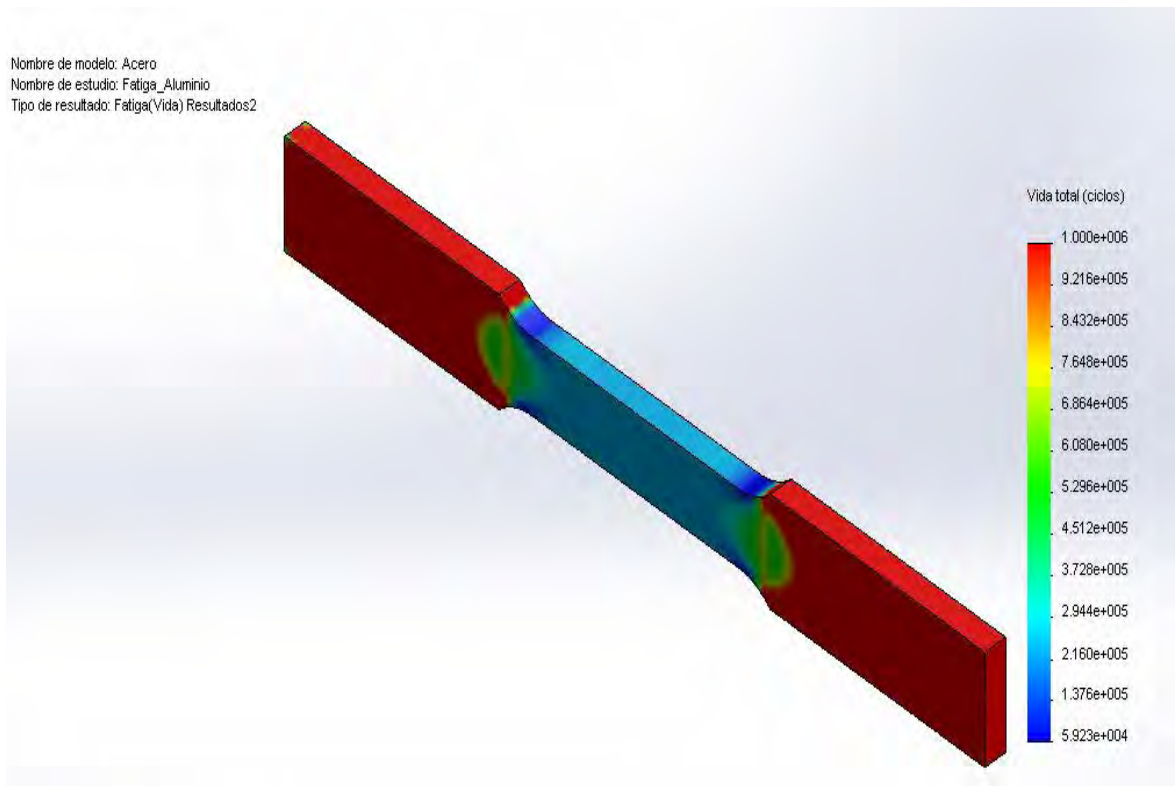
Resultados del estudio

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Resultados1	Daño acumulado	1000 Nodo: 1	16882.7 Nodo: 24603



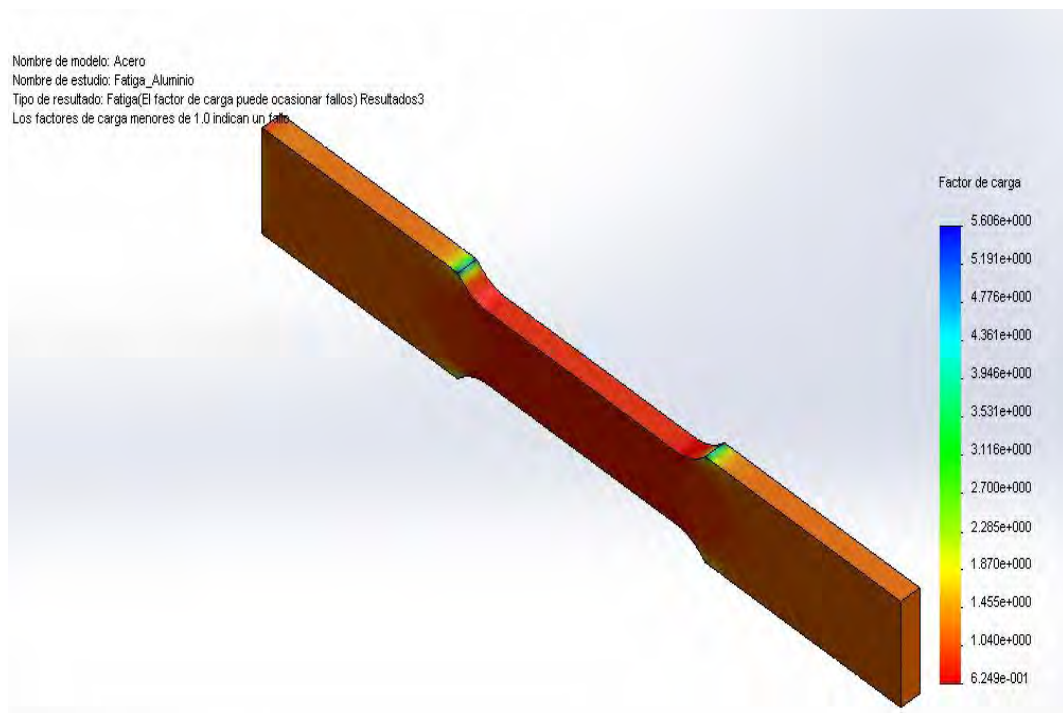
Resultados1 Fatiga Acero

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Resultados2	Vida total	59232.4 ciclos Nodo: 24603	1e+006 ciclos Nodo: 1



Resultados2 Fatiga Acero

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Resultados3	Factor de carga	0.624939	5.60623
		Nodo: 24603	Nodo: 1



Resultados3 Fatiga Acero

ANEXO C. Eventos de socialización



PARTICIPANTES



ORGANIZAN

Programa Ingeniería Mecánica
Dir. Carlos Alberto Herrán - Ext: 11326
Grupo Ciencia e Ingeniería de Materiales (GCIM)
Dir. Nelly Cecilia Alba de Sánchez - Ext: 11333



Jueves de
Mecánica
Noviembre 14 de 2013



FILTROS PRENSA



Aulas 4 Torreón 1C - Torreón 2
Campus UAO
3:30 p.m - 9:00 p.m
Tel: 318 8000
Ext: 11330 - 11023



Facultad de Ingeniería
Ingeniería Mecánica